TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA — CZERWIEC 1938 r. — Nr 6

Redaktor Naczelny i Działu Silnikowego: Inż. JAN TUSZYŃSKI. — Redaktor Działu Płatowcowego: Inż. ERYK KOSKO

PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 4.50, rocznie zł 18,00. Zagranicą zł 24,00 rocznie. Cena pojedynczego numeru zł 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych.

Wydawca: INŻ. STANISŁAW PĘDZICH.
Redaktor odp.: ERAZM WIŚNIEWSKI.

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: Al. Szucha 4, m. 66, telefon 705-13, godziny przyjęć: administracja—codzienie w g. 18—20; redaktor—wtorki, czwartki i soboty 18—19.

Zwracamy uwagę P.T. Czytelników na zmianę adresu naszego Wydawnictwa.

ZAKŁADY CHEMICZNE **KUTNO** Sp. Akc. w KUTNIE

Zarząd: WARSZAWA, Aleja Róż 7

Telefony 703-56 i 954-89

Adres telegraficzny: ETANOL, Warszawa

Octany: Butylu, Amylu, Propylu, Etylu

Rozpuszczalniki specjalne

Butanol Normalny; Aldehydy: octowy i krotonowy

Produkują: Rozpuszczalniki znormalizowane

PRZETWÓRNIA OLEJÓW ROŚLINNYCH

S. A.

RADOM

Farby, emalie i lakiery

dla wszelkich potrzeb lotniczych



ZAKŁADY MECHANICZNE

„STEFANÓW"

I. TRUSZKOWSKI, M. MAZUR i S-ka
Sp. z ogr. odp.

WARSZAWA-PRAGA, ul. WIOSENNA Nr 10
TELEFON 10-18-73

Wytwórnia części do silników i płatowców, narzędzi i przyrządów montażowych, generalne remonty silników spalinowych.

Maszyny do odśrodkowego wylewania łożysk.

MOTOLUX

WYTWÓRNIA AKCESORII
SAMOCHODOWO-LOTNICZYCH

ZACZEPY, PRZEŁĄCZNIKI ZAPŁONU, FILTRY BENZYNOWE, RURKI OLEJOWE I BENZYNOWE

WARSZAWA — BIURO i WARSZTATY
UL. HUCULSKA NR 6, TELEFON 4-06-52.

A. STEINHAGEN
i H. STRAŃSKÝ

FABRYKA POMOCNICZA DLA PRZEMYSŁU LOTNICZEGO i SAMOCHODOWEGO
Sp. z ogr. odp.

Warszawa, ul. Zagłoby Nr 9

TELEFONY: Dyrekcja . . . 5-94-40
Dział Handlowy . 6-58-90
Dział Techniczny 6-43-42
Dział Zakupów 3-30-54

SILNIKI SPALINOWE DWUSUWNE O MOCY DO 30 KM. CHŁODZONE POWIETRZEM LUB WODĄ.—CZĘŚCI SILNIKÓW LOTNICZYCH, SAMOCHODOWYCH I MOTOCYKLOWYCH.—CZĘŚCI I NARZĘDZIA DO PŁATOWCÓW.—MASZYNY I MECHANIZMY PRECYZYJNE SPECJALNE.

L. W. S.

LUBELSKA
WYTWÓRNIA SAMOLOTÓW
LUBLIN

Poza konstrukcjami samolotów wykonywa na zamówienie w/g rysunków lub szkiców dostarczonych prace kotlarskie, mechaniczne, odlewy z metali lekkich oraz produkuje szereg artykułów chemicznych jak zmywacze do farb, lakierów olejnych i nitrocelulozowych, cellony, proszek do spawania aluminium i t. p.

WARSZAWSKA ODLEWNIA
METALI PÓŁSZLACHETNYCH

E. MIESZCZAŃSKI, T. JAROSZEWSKI i S-ka

WARSZAWA, ul. Leszno 119
Telefony: 5-98-82; 2-62-66; 6-45-83.

Wykonywa wszelkie odlewy ALUMINIOWE I BRĄZOWE dla przemysłu lotniczego oraz BIAŁE METALE ŁOŻYSKOWE lotnicze.

WYTWÓRNIA SILNIKÓW
i WARSZTATY MECHANICZNE

Henryk Liefeld i Stefan Schiffner

Sp. z ogr. odp.
Warszawa, ul. Wolność 5. Tel. 640-28

Silniki przemysłowe. Części metalowe do płatowców. Części do silników lotniczych. Części do samochodów. Podgrzewacze do silników. Pompy do płynów. Pompy próżniowe. Karoserie specjalne. Przyczepki.

Kilka uwag o gaźniku automatycznym Claudel Hobsona (Master Control) *)

Inż. Kazimierz Kamienobrodzki

Gaźnik automatyczny Claudel Hobsona walcząc o pierwsze miejsce z współzawodniczącymi na rynku europejskim konstrukcjami S. U. i Bronzavia, opanował w ostatnim roku lotnictwo angielskie, oraz spotkał się z dużym zainteresowaniem w Niemczech, Włoszech, Czechach, Z. S. S. R. i w Polsce. O szerokim zastosowaniu tego typu gaźnika świadczy produkcja kilkuset gaźników tygodniowo, niewystarczająca dla zaspokojenia zapotrzebowań. Jakkolwiek nie ogłoszono dotychczas żadnych wyników prób w locie i jakkolwiek próby na hamowni wskazują stale jeszcze na konieczność pewnych zmian i ulepszeń, mimo to uznano gaźnik typu Master Control za tak wielkie udoskonalenie w dziedzinie tego rodzaju konstrukcji, że Zakłady Hobsona otrzymały zamówienia na wiele tysięcy gaźników tego typu; prócz tego sprzedano licencje na te gaźniki za granicę.

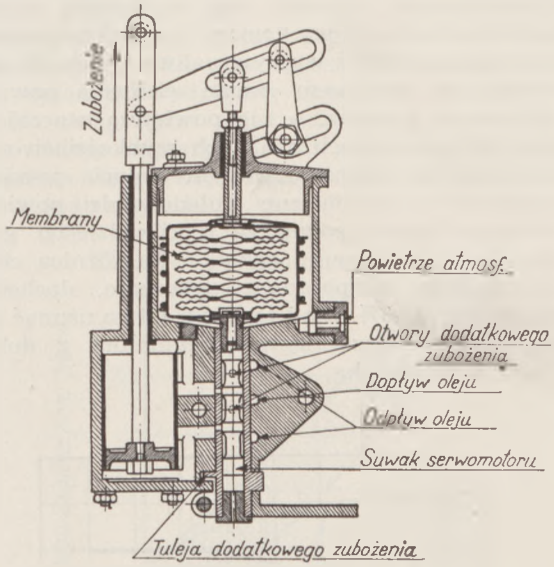
Nie wchodząc w szczegółowy opis konstrukcji tego gaźnika naświetlę krytycznie ciekawsze elementy oraz wyniki, jakich możemy się spodziewać z zastosowania tego gaźnika. Jak bardzo skomplikowaną jest ta konstrukcja, świadczy najlepiej ilość rozmaitych różnych części składowych, przekraczająca 400; dla orientacji podaję, że w nowoczesnym silniku lotniczym ilość różnych części jest zaledwie dwa razy większa. Również i waga gaźnika około 15 kg dla silnika o mocy szczytowej około 900 KM świadczy o dużym ciężarze jednostkowym gaźnika (około 17 gr/KM). Wreszcie i cena takiego gaźnika, równa cenie nowego samochodu, świadczy o trudnościach i kosztownej dokładności nawet przy produkcji w dużych seriach.

Gaźnik automatyczny składa się z trzech zasadniczych części:

1) gaźnika właściwego,
2) samoczynnego regulatora składu mieszanki,
3) regulatora ciśnienia ładowania.

Konstrukcja gaźnika właściwego oparta jest na konstrukcjach gaźników nieautomatycznych; kilka typów gaźników automatycznych jak np. A V 7 O M powstało wprost przez przybudowanie do gaźnika nieautomatycznego regulatorów składu mieszanki i ciśnienia ładowania, i połączenie tych trzech mechanizmów układem dźwigni i krzywek. We wszystkich typach, nawet w tych, w których skomplikowany mechanizm przegubowo-dźwigniowy jest zabudowany całkowicie wewnątrz gaźnika, jak np. w AVT85M, regulator składu mieszanki i regulator ciśnienia ładowania stanowią całość dającą się względnie łatwo z gaźnika wymontować; regulatory i gaźniki właściwe są wytwarzane w dwóch odrębnych wytwórniach i dopiero w końcowej fazie produkcji są one łączone w jedną całość.

Regulator składu mieszanki, którego schematyczny przekrój jest przedstawiony na rys. 1, jest jakgdyby serwomotorem, którego tłok zostaje uruchomiony pod wpływem zmiany ciśnienia atmosferycznego. Przyjęcie takiego założenia doprowadziło do



Rys. 1. Przekrój regulatora składu mieszanki.

skonstruowania mechanizmu pozbawionego zdolności samosprawdzania się. Zdolność tę posiada np. regulator obrotów, który reaguje na zmiany obrotów i oddziaływując na rozrząd zmienia obroty silnika; podobnie działa regulator ciśnienia ładowania, gdzie przyczyna i skutek są ze sobą ściśle związane. Regulatory takie przy odpowiedniej czułości mechanizmu, oscylując ruchem o bardzo małej amplitudzie dookoła pożądanego stanu równowagi, utrzymują ten stan z dużą dokładnością, bez względu na rodzaj przyczyny naruszającej równowagę.

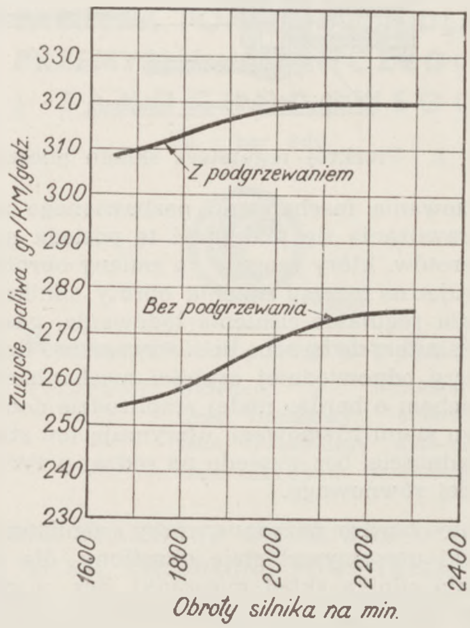
Byłoby bardzo pożądane, żeby regulator składu mieszanki utrzymywał stale określony dla każdego obciążenia silnika skład mieszanki bez względu na czynniki, które jak np. temperatura lub ciśnienie powietrza wpływają na ilość dostarczonego do silnika paliwa. Mechanizm takiego regulatora składu mieszanki musiałby się składać z analizatora spalin, oddziaływującego np. na zawór dodatkowego powietrza regulatora składu mieszanki w gaźniku. Z powodu wielkich trudności skonstruowania odpowiedniego analizatora spalin, któryby mógł być użyty jako element pobudzający regulator składu mieszanki do działania, wszystkie znane mi dotychczas samoczynne regulatory reagują na zmianę ciśnienia powietrza.

Wskutek zmniejszenia się ciśnienia powietrza rozprężają się w regulatorze membrany i przesuwają suwak sterujący serwomotorem ku dołowi, odsłaniając tym ruchem szczeliny dla przepływu oleju pod ciśnieniem pompy oleju silnika do cylindra serwomotoru, w którym olej podnosi tłoczek do góry. Olej znajdujący się ponad tłoczkiem odpływa przez równocześnie odsłonięte szczeliny wylotowe. Ruch tłoczka ku górze powoduje otwarcie zaworu dodatkowego powietrza regulatora składu mieszanki gaźnika właściwego, oraz przesunięcie zespołu membran wraz

*) Wygłoszone na zebraniu odczytowym Z.P.I.L. dn. 6 maja 1938 r.

z suwakiem sterującym do położenia, w którym szczeliny dla przepływu oleju zostają zasłonięte przez występy suwaka. W ten sposób każdemu ciśnieniu powietrza otaczającego membrany odpowiada inne położenie tłoczka a zatem i zaworu składu mieszanki.

W regulatorze Hobsona komora, w której znajdują się membrany, jest połączona z powietrzem otaczającym gaźnik; wydaje się, że byłoby bardziej wskazane połączenie tej komory z dolotem powietrza do gaźnika, ponieważ wypływ paliwa z gaźnika ulega zmianom pod wpływem zmian ciśnienia powietrza w dolocie do gaźnika, a nie powietrza otaczającego gaźnik. Na samolotach o dużych szybkościach możemy w dobrze skonstruowanym dolocie powietrza, wyzyskującym dynamiczne doładowanie powietrza, otrzymać ciśnienie powietrza o kilkadziesiąt gr/cm² większe niż w otoczeniu gaźnika. Ta różnica ciśnień może wywołać niepożądane zubożenie, dochodzące mniej więcej do 5%. Błąd ten dość łatwo usunąć w instalacji silnika, łącząc komorę regulatora z dolotem powietrza do gaźnika.



Rys. 2. Różnice zużycia paliwa wywołane włączeniem podgrzewacza powietrza.

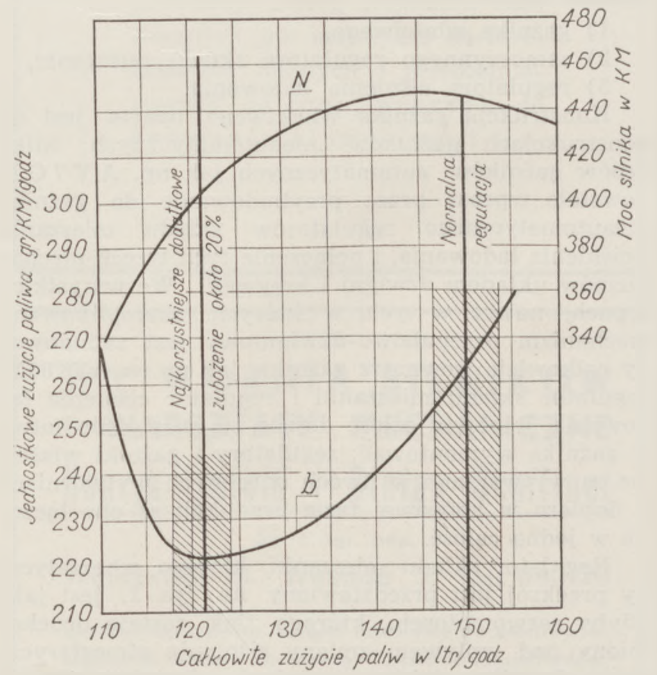
Samoczynny regulator składu mieszanki, reagujący jedynie na zmianę ciśnienia powietrza, może tylko połowicznie spełnić swoje zadanie, ponieważ skład mieszanki zmienia się zarówno pod wpływem zmiany ciśnienia jak i temperatury powietrza dopływającego, i obie te zmiany są wielkościami tego samego rzędu.

Zasadniczą trudność przedstawia dobranie funkcyjnej zależności temperatury powietrza od ciśnienia w miarę zmiany wysokości lotu; przy pierwszych próbach przyjęto założenie, że temperatura zmienia się z ciśnieniem według prawideł atmosfery wzorcowej; założenie takie okazało się zupełnie niewłaściwe, zwłaszcza na dużych wysokościach, na których trzeba stosować intensywne podgrzewanie powietrza dla zapobieżenia obmarzaniu gaźnika. Również wielka rozpiętość różnicy temperatur między ziemią i stratosferą, która w naszym klimacie w lecie wynosi do 90° C., zaś w zimie zaledwie 30° C., w bardzo znacznym stopniu utrudnia wyznaczenie możliwie zbliżonej do rzeczywistości zależności temperatury powietrza od wysokości.

Załączony wykres rys. 2 przedstawia zwiększenie jednostkowego zużycia paliwa, wywołane włączeniem podgrzewania powietrza w dolocie do gaźnika i wynoszące 20 — 25%; niepanowanie samoczynnego regulatora składu mieszanki nad tak dużymi zmianami zużycia paliwa jest zasadniczym brakiem tej konstrukcji i to brakiem, którego nie można w sposób łatwy usunąć.

Bardzo pożądaną zmianą konstrukcyjną będzie zastosowanie membran wydłużających się nie tylko pod wpływem zmniejszającego się ciśnienia, lecz również pod wpływem rosnącej temperatury. Dowolność przyjęcia założenia przebiegu temperatur w funkcji ciśnienia pociąga za sobą dowolność pożądanych zubożeń w funkcji wysokości; skutkiem tego każda wytwórnia silników lotniczych, przeprowadzająca próby z gaźnikiem automatycznym, występuje z innymi żądaniami, dotyczącymi charakterystyki zubożenia. W okresie pierwszych prób tego gaźnika żądania te były bardzo rozbieżne; dzisiaj większość wytwórni zbliża się do przeciętnego zubożenia około 4% na każde 1000 m różnicy wysokości. Mimo to wytwórnia Hobsona wykonywa kilka rodzajów krzywek, łączących regulator z zaworem dodatkowego powietrza, i dostarcza gaźniki wyposażone w krzywki, odpowiadające indywidualnym żądaniom odbiorcy.

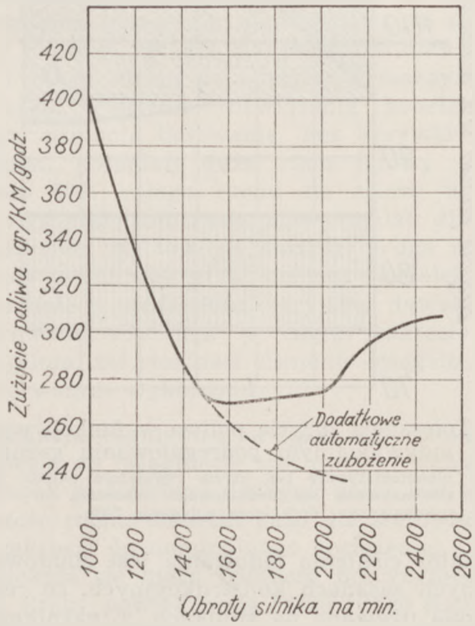
Regulator posiada dodatkowe urządzenia sterowane przez pilota dla zmniejszenia zużycia paliwa do granic najekonomiczniejszych, ultraubogich (patrz rys. 1). Urządzenie to składa się z tulejki, otaczającej suwak serwomotoru, którą pilot może przekręcić o 90°. Tulejka ta, będąca sterującą prowadnicą suwaka, posiada w dwóch przekrojach przestawionych o 90° otwory dla przepływu oleju do cylindra serwo-



Rys. 3. Zależność mocy silnika i jednostkowego zużycia paliwa przy ustalonym położeniu przepustnicy.

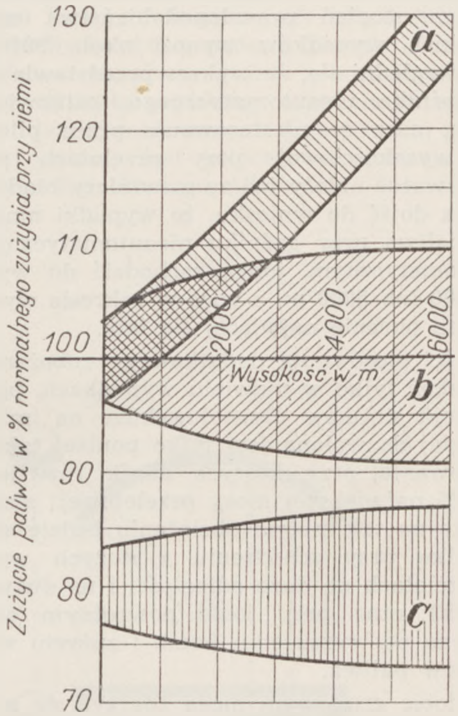
N — moc silnika
b — jednostkowe zużycie paliwa

motoru na różnych wysokościach. Równowaga mechanizmu jest zachowana tylko przy zasłonięciu otworów dla przepływu oleju przez występy sterujące suwaka, wobec czego przekręcenie tulejki, a więc wprowadzenie w akcję otworów na innej wysokości powoduje, bez względu na to, że ciśnienie powietrza nie ulega zmianie, przesunięcie tłoka, a razem z nim membran i suwaka do wysokości, na której suwak zasłoni otwory. Przesunięcie tłoka do góry o tę określoną rozstawieniem otworów w tulejce wielkość powoduje zwiększenie otwarcia zaworu dodatkowego powietrza w gaźniku, a zatem dodatkowe zubożenie. Różne wytwórnie silników żądają różnych stopni dodatkowego zubożenia; dlatego Hobson wykonuje te tulejki w pięciu alternatywach rozstawienia otworów. Typ „E" o największym rozstawieniu otworów daje średnie zubożenie około 20%. Mechanizm ten spełnia dobrze powierzone mu zadanie jedynie przy teoretycznym założeniu, że przy normalnej (bogatej) regulacji gaźnika jednostkowe zużycie paliwa jest większe od najekonomiczniejszego o pewien stały procentowy stosunek np. 20% (patrz rys. 3). Jeżeli jednak całkowite zużycie paliwa obniży się mniejwięcej o 6%, ze 150 ltr/godz. do 141,5 ltr/godz., np. wskutek obniżenia się temperatury powietrza w dolocie do gaźnika, i wówczas zastosujemy dodatkowe 20% zubożenie, schodząc ze 141,5 ltr/godz. na 112 ltr/godz., to w wyniku tego dodatkowego zubożenia dostaniemy aż 18% spadek mocy połączony ze wzrostem jednostkowego zużycia z 242 gr/KM godz. na 255 gr/KM godz. Z wyżej przytoczonego przykładu widać, jak łatwo stosując dodatkowe zubożenie, dające przy teoretycznych założeniach najekonomiczniejsze zużycie paliwa, można zamiast zmniejszenia jednostkowego zużycia otrzymać jego zwiększenie.



Rys. 4. Zużycie paliwa przy normalnej regulacji i przy dodatkowym automatycznym zubożeniu.

Również rzeczą prawie nieosiągalną jest takie wyregulowanie gaźnika, żeby przy wszystkich obciążeniach silnika w zakresie mocy przelotowych, zużycie paliwa przy normalnej bogatej regulacji gaźnika było o 20% większe od najekonomiczniejszego. Przy mniejszej od 20% nadwyżce można stosując 20% zubożenie otrzymać jednostkowe zużycia paliwa równe (patrz. rys. 4, przy 1600 obr/min) lub nawet i większe podobnie jak w poprzednim przykładzie. Z tych to powodów wydaje się bardziej wskazane stosowanie tulejek z mniejszym rozstawieniem otworów, dającym zubożenie np. tylko 10 lub 15%; uniknie się wówczas możliwości zbyt łatwego zwiększenia jednostkowego zużycia, połączonego z bardzo dużym spadkiem mocy przy stosowaniu dodatkowego zubożenia, natomiast dodatkowe zubożenie niewystarczające dla osiągnięcia najekonomiczniejszego zużycia nie powoduje większych strat z powodu łagodnego wznoszenia się prawej gałęzi krzywej jednostkowego zużycia (patrz rys. 3).



Rys. 5. Tolerancje zużycia paliwa w funkcji wysokości przy normalnej regulacji gaźnika.

a — gaźnik nieautomatyczny bez użycia regulatora składu mieszanki
b — gaźnik automatyczny bez dodatkowego zubożenia
c — gaźnik automatyczny, dodatkowe zubożenie 20%.

Bardzo dużo pozostawia do życzenia dokładność działania regulatora składu mieszanki. Do tolerancji regulacji gaźnika przy ziemi trzeba dodać tolerancję zubożenia przepływu przy ustalonych kątach otwarcia zaworu dodatkowego powietrza, tolerancje, wywołane przesunięciem tłoczka serwomotoru, otwarcia zaworu i tolerancje przesunięcia tłoka przy ustalonej zmianie ciśnienia powietrza.

Na rys. 5 są przedstawione tolerancje zużycia paliwa, przy ustalonych warunkach obciążenia, w wypadku:

a) gaźnika nieautomatycznego, bez jakiegokolwiek zubożenia mieszanki przez pilota,

b) gaźnika automatycznego, bez dodatkowego zubożenia,

c) gaźnika automatycznego, z dodatkowym 20% zubożeniem.

Wykres ten skonstruowano na podstawie liczb, podanych w warunkach prób odbiorczych dla gaźników.

Regulując zużycie paliwa przy ziemi z dokładnością ± 3%, można otrzymać na wysokości ok. 5000 m różnice zużycia paliwa około 20%, a zamiast pożądanego 20%-owego zubożenia dodatkowego zubożenie 26%-owe, dające już znaczny przyrost jednostkowego zużycia paliwa (patrz rys. 3); bardzo często przy tak znacznym zubożeniu silnik przestaje pracować regularnie.

Z tych liczb widać, że nie tylko niereagowanie na zmianę temperatur, ale również niedokładność mechanizmu przemawiają za koniecznością stosowania tulei dodatkowego zubożenia o mniejszym stopniu zubożenia. Z wykresu (rys. 5) widać, że do wysokości około 2800 m mogą zachodzić wypadki mniejszego zużycia paliwa na gaźniku nieautomatycznym, bez jakiegokolwiek zubożenia, niż na gaźniku automatycznym; stopień prawdopodobieństwa występowania takich wypadków wynosi około 30%; jeżeli jednak uwzględni się, że wykres przedstawia zużycie paliwa gaźnika nieautomatycznego, całkowicie bez zubożenia, oraz że niestosowanie przez pilota poprawki wysokościowej, przy przelotach powyżej 2000 m, uważać należy już za zasadniczy błąd, to łatwo można dojść do wniosku, że wypadki mniejszego zużycia paliwa przy gaźniku nieautomatycznym, niż przy automatycznym, mogą zachodzić do wysokości nawet 4000 lub 5000 m, a więc w zakresie wysokości, na których obecnie najwięcej się lata.

Korzyści stosowania dodatkowego zubożenia dają się wyzyskać tylko w niewielu wypadkach, ponieważ eksploatacja silników Bristolowskich na mieszance ultraubogiej dozwolona jest tylko poniżej takich ciśnień ładowania, przy których silnik rozwija około 65 — 67% największej mocy przelotowej; eksploatacja silnika na tak małym obciążeniu będzie aktualna chyba tylko przy schodzeniu z dużych wysokości (przy przelotach na duże odległości i na dużych wysokościach), oraz przy locie powrotnym samolotu bombowego po wyrzuceniu bomb i zużyciu większości zapasów paliwa.

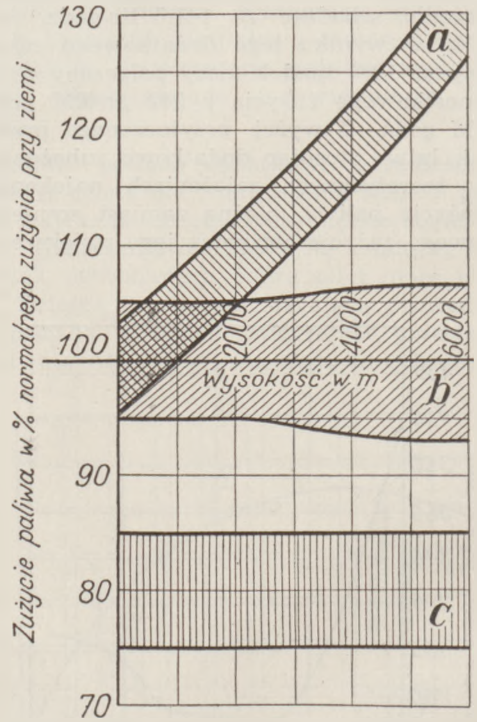
Przy locie grupowym mogą zdarzyć się wypadki, że dla osiągnięcia pożądanej szybkości silnik na jednym samolocie będzie mógł pracować na mocy nieco niższej od 67% największej przelotowej, i na mieszance ultraubogiej, zaś silnik na drugim samolocie będzie musiał pracować na mocy nieco wyższej, a więc i na mieszance normalnej; w takim wypadku, jak widać z wykresu na rys. 5, zużycie paliwa może różnić się o około 40%.

Nie należy zapominać o tym, że wykres rys. 5 jest skonstruowany na podstawie założenia, że temperatury powietrza w dolocie do gaźnika zmieniają się z wysokością, zgodnie z przyjętym przy konstruowaniu regulatora przybliżonym założeniem; w wypadku, gdy temperatury powietrza odbiegają od założenia, różnice zużycia paliwa mogą być jeszcze większe. Dla zmniejszenia tak znacznych różnic zużycia paliwa na wysokości wydaje się konieczne indywidualne podregulowywanie gaźnika na ziemi w zależności od charakterystyki zubożenia wywołanego regulatorem.

Wykres rys. 6 przedstawia granice zużycia paliwa przy regulacji gaźnika, polegającej na niżej podanej zasadzie. Gaźniki z regulatorami dającymi zubożenia większe od średniego, należy wyregulować na ziemi bogaciej, na zużycie paliwa normalne, z tolerancją + 5 do 0%, zaś gaźniki z regulatorami dającymi zubożenie mniejsze od średniego, wyregulować z tolerancją 0 do — 5%. Z wykresu rys. 6 widać, że takie indywidualne podregulowywanie gaźnika daje zmniejszenie różnic zużycia paliwa o około 35%.

Rzeczą łatwo zrozumiałą jest, że im mniejsze będą różnice zużycia paliwa na ziemi, tym mniejsze będą różnice na wysokości; dla tego przy regulacji gaźnika na hamowni należy bezwarunkowo uwzględniać wpływ warunków atmosferycznych w czasie regulacji; nieuwzględnianie temperatury i ciśnienia barometrycznego w czasie regulacji może przyczynić się w tak znacznym stopniu do powiększenia i tak dużych różnic zużycia paliwa w gaźnikach automatycznych, że korzyść stosowania gaźników automatycznych na wysokościach nie przekraczających 5000 m może być całkowicie problematyczna.

Wydaje się, że dobrze wycechowany zawór dodatkowego powietrza, z odpowiednim zaznaczeniem wysokości na skrzynce manetek pilota przy rączce poprawki wysokościowej, może dać równie zadowalające wyniki pod względem zużycia paliwa. Takie prymitywne, zresztą już dawniej stosowane urządzenie, nie zastąpi jedynie automatyczności działania regulatora Master Control.

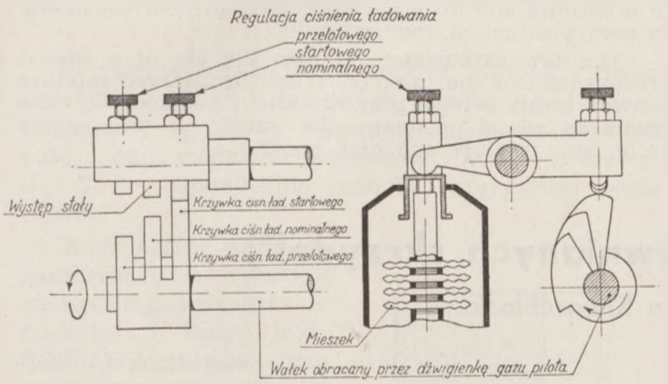


Rys. 6. Tolerancja zużycia paliwa w funkcji wysokości przy indywidualnym podregulowaniu gaźnika.

a — gaźnik nieautomatyczny bez użycia regulatora składu mieszanki
b — gaźnik automatyczny bez dodatkowego zubożenia
c — gaźnik automatyczny, dodatkowe zubożenie 20%.

Regulator ciśnienia ładowania jest zbudowany na tych samych zasadach konstrukcyjnych, co regulatory Hobsona używane na silnikach z gaźnikami nieautomatycznymi. Jedyną nowością konstrukcyjna jest krzywka zmiennych ciśnień (variable datum) podzielona na trzy segmenty (patrz rys. 7). Krzywka ta jest umieszczona na wałku połączonym bezpośrednio z manetką gazu. Każdemu położeniu manetki gazu odpowiada jedno położenie krzywki, a co za tym idzie jednoznacznie określone położenie membrany, a więc i jednoznacznie określone ciśnienie ła-

dowania; przebieg ciśnień ładowania w funkcji kąta obrotu manetki gazu przedstawia rys. 8. Krzywka została podzielona na trzy segmenty dla ułatwienia wyregulowania trzech charakterystycznych ciśnień ładowania: startowego, największego przelotowego, zwanego też nominalnym, oraz ekonomicznego przelotowego. Przesuwając manetkę w zakresie od 0° do 90° zmienia się ciśnienie ładowania, od najniższego do startowego; charakterystyczne jest, że regulator

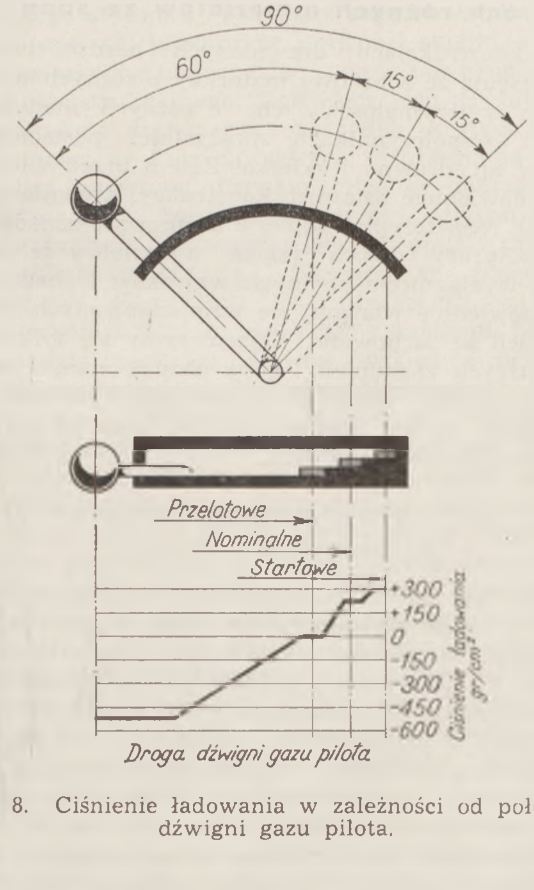


Rys. 7. Schemat sterowania regulatora ciśnienia ładowania przy pomocy dzielonej krzywki zmiennych ciśnień.

zabezpiecza silnik tylko przed przekroczeniem startowego ciśnienia, natomiast ustalenie innych ciśnień, a więc ekonomicznego i największego przelotowego uzyskuje się przez odpowiednie ząbki w skrzynce manetek pilota (patrz rys. 8). Przejście z jednego segmentu krzywki na drugi odbywa się po łuku kołowym bez zmiany ciśnień ładowania, a więc i bez zmiany obrotów; te ruchy jałowe zajmują około 20° ruchu manetki; po odjęciu jeszcze około 12° na przejście z ciśnienia ładowania nominalnego na startowe, pozostaje pilotowi 58° dla sterowania silnika w zakresie od biegu luzem do obciążenia maksymalnego przelotowego. Pierwsze rozwiązania konstrukcyjne regulatora ciśnienia ładowania, bez krzywki zmiennych ciśnień, posiadały duży ruch jałowy manetki gazu około 60% całego ruchu na ziemi; w miarę wzrostu wysokości lotu ruch jałowy malał; dla osiągnięcia ciśnienia startowego służyła druga manetka naciskająca membranę przy pomocy widełek; nowsze wykonanie z niedzieloną krzywką dawało możność sterowania silnikiem w całym zakresie ruchu manetki pilota, zaś startowe ciśnienie osiągało się tak jak w pierwszym wykonaniu.

Konstrukcja regulatora w gaźniku automatycznym pozwala na osiągnięcie startowego ciśnienia bez jakiejkolwiek dodatkowej dźwigni, natomiast zmniejsza wielkość ruchu manetki gazu dla sterowania silnika w zakresie do nominalnego obciążenia; tym samym zwiększa się nieco trudność precyzyjnego sterowania. Próby powiększenia całkowitego ruchu manetki z 90° na 100° dały wynik ujemny z powodu zakleszczania się przegubów przy rozwartych kątach wzajemnego ustawienia.

Nieodłącznym uzupełnieniem gaźnika automatycznego jest skrzynka manetek pilota z odpowiednimi ząbkami lub zapadkami dla manetki gazu. W skrzynce manetek dla gaźnika automatycznego znajduje się jeszcze druga manetka dla wprowadzenia dodatkowego zubożenia. Manetka dodatkowego zubożenia, dowolnie przez pilota sterowana, przekręca tuleję dodatkowego zubożenia w regulatorze składu mieszanki. Manetka ta jest tak zablokowana w skrzynce manetek, że pilot może ją przesunąć w położenie ubogie jedynie, gdy manetka gazu znajduje się między ząbkiem odpowiadającym przelotowemu ciśnieniu ładowania, a „biegiem luzem"; przy cofaniu manetki gazu do położenia „bieg luzem", albo też przesuwaniu w kierunku zwiększenia ciśnienia ładowania, manetka dodatkowego zubożenia wraca automatycznie do położenia bogatego. W ten sposób blokowanie dodatkowego zubożenia zabezpiecza silnik przed pracą na ultraubogiej mieszance przy większych obciążeniach, oraz zabezpiecza przeciwko przymknięciu przepustnicy przy zbyt ubogiej mieszance. Jakkolwiek zubożenie biegu luzem, zwłaszcza przy schodzeniu z wysokości, byłoby bardzo pożądane, jednak istnieje niebezpieczeństwo strzału w gaźnik albo i zapalenia się gaźnika w wypadku szybkiego otwarcia przepustnicy przy zbyt ubogiej mieszance; z tego powodu przymykanie przepustnicy jest połączone z automatycznym kasowaniem dodatkowego zubożenia.



Rys. 8. Ciśnienie ładowania w zależności od położenia dźwigni gazu pilota.

Opisane usterki gaźnika automatycznego wskazują na konieczność dalszej pracy nad ulepszeniem tego mechanizmu; indywidualna regulacja i przemyślana instalacja mogą w dużym stopniu zwiększyć wartość tego gaźnika; natomiast niereagowanie na temperaturę powietrza jest zasadniczą usterką, która powinna w najkrótszym czasie zostać usunięta. Poza tym jedynie regulator z analizatorem spalin jako elementem pobudzającym, będzie mógł spełniać swoje zadanie z dokładnością wymaganą przez dzisiejszy stan techniki lotniczej.

Some remarks concerning the automatic Claudel Hobson (Master Control) carburettor

Summary

One of the latest developments of the English firm „Hobson Components Ltd.“ is the „Claudel-Hobson MB“, known as the master-control carburettor. Despite its high weight, complication and elevated cost, equalling that of a motor-car, it enjoys a great popularity which is indicated by the important production of the manufacturing firm. The master-control consists of a normal carburettor equipped with two automatic controls: the boost and the mixture control. The functioning of the mixture control depends only on the atmospheric pressure changes which the author considers insufficient for the proper working of the carburettor since the most important factor, the density of the incoming air, is influenced not only by its pressure but also by its temperature. A special arrangement enables the working of the mixture control in the normal or the lean mixture range. In the present state of development the lean mixture setting does not prevent dangerous engine running conditions unless the difference between both settings is very small or the mixture composition in the normal setting is very rich. Another drawback of this carburettor is the possibility of summing up various inaccuracies resulting in a broad range of possible mixture compositions, as show diagrams 5 and 6.

The new boost control incorporates the new improvement known as variable-datum device. Special cams connected with the pilot throttle control lever change the position of the boost control diaphragm resulting in a definite and different boost pressure corresponding to each position of the lever.

The new carburettor requires the use of a special arrangement of the interconnected throttle and mixture control levers which prevents such positions of the levers as would endanger the safety of the engine (e. g. lean mixture and high boost).

Ostatnie konstrukcje drewnianych skrzydeł*)

Inż. Zbigniew Leliwa Krzywobłocki

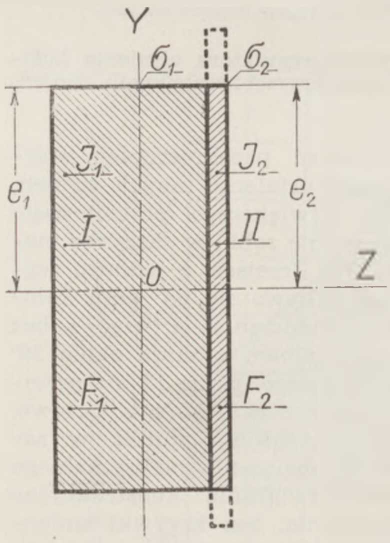
1. Najprostsze zagadnienia współpracy dwóch różnych materiałów ze sobą

W konstrukcjach drewnianych bardzo często współpracują ze sobą dwa materiały o różnych własnościach wytrzymałościowych, o różnych modułach Young'a, współczynnikach sprężystości postaciowej itd., jak np. drewno i sklejka. Zatem przed właściwym omówieniem ostatnich konstrukcyj drewnianych skrzydeł, rozpatrzymy najpierw najprostsze zagadnienia współpracy dwóch takich materiałów ze sobą w celu wyciągnięcia ogólnych wniosków i zbadania, czy odpowiednie warunki we wzmiankowanych konstrukcjach są zachowane. Ograniczymy się tylko do najprostszych zagadnień, gdyż chodzić nam będzie o pewne ogólne wskazówki przewodnie, zachowujące przecież swoją ważność i w bardziej złożonych układach i stanach naprężeń.

a) Zginanie w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny złączenia.

Przyjmuję belkę, złożoną z dwóch różnych materiałów, ściśle złączonych ze sobą w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny momentu pary zginającej (rys. 1.). Zagadnienie, o które chodzi, przedstawia się następująco: W płaszczyźnie *OY* działa para sił zginających o momencie *M*. Prosta *OZ* niech będzie osią obojętną przekroju. Znając np. wielkości E_1, I_1 dla materiału I, tudzież wielkość E_2 dla materiału II, należy tak dobrać wielkość I_2 dla materiału II, aby na powierzchni styku przy zginaniu wystąpiły w poszczególnych punktach jednakowe odkształcenia. Zagadnienie to można rozwiązać w sposób zupełnie elementarny i w rezultacie dochodzi się do następującego wniosku:

Przy współpracy dwóch materiałów, jednego o małej wartości modułu Younga (np. E_1) i drugiego o większej wartości tegoż modułu (E_2), zachowując wyżej wypowiedziane „kryterium“ współpracy, należy w konstrukcji dążyć do uzyskania dużych wartości I_1 i mniejszych wartości I_2 poszczególnych przekrojów (np. przez odpowiedni dobór szerokości przy zachowainu tych samych wysokości).



Rys. 1.

Ponieważ w niniejszym artykule chodzi nam głównie o współpracę drewna i sklejki, poniżej podam wartości modułów sprężystości dla tych materiałów według [2]. Dla drewna przyjmuje się zwykle średnio [1]:

$$E_1 = 100.000 \ kg/cm^2$$

Dla sklejki klejonej klejem kazeinowym:

$$E_2 = 81.000 — 157.900 \ kg/cm^2$$

średnio z 15 wyników pomiarów:

$$E_2 = 107.000 \ kg/cm^2$$

Dla sklejki klejonej klejem bakelitowym (ze sztucznej żywicy):

$$E_2 = 134.000 — 182.000 \ kg/cm^2$$

średnio:

$$E_2 = 157.500 \ kg/cm^2$$

Dla sklejki klejonej filmem ze sztucznej żywicy:

$$E_2 = 91.000 — 159.000 \ kg/cm^2$$

średnio z 8 wyników pomiarów:

$$E_2 = 135.000 \ kg/cm^2$$

*) Treść niniejszego artykułu pokrywa się z częścią odczytu wygłoszonego przez autora p. t. „Kierunki rozwojowe w konstrukcji samolotów drewnianych“ na zebraniu odczytowym Z.P.I.L. dn. 10 czerwca b.r.

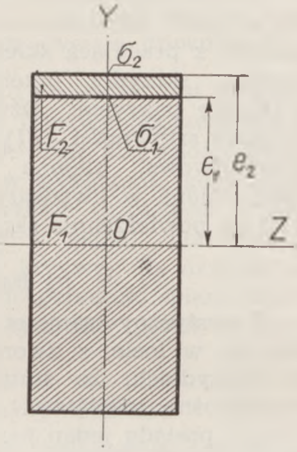
b) Zginanie w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny złączenia.

Przyjmuję belkę, złożoną z dwóch różnych materiałów, ściśle złączonych ze sobą (rys. 2). Rozwiązanie zagadnienia współpracy doprowadza do wniosku, że materiał o dużej wartości modułu Younga powinien posiadać małą grubość w porównaniu z materiałem o mniejszej wartości modułu Younga.

c) Skręcanie przy promieniowym złączeniu materiałów.

Przyjmuję belkę, jak na rys. 3, złożoną z dwóch materiałów ściśle złączonych ze sobą promieniowo. Oznaczamy: I_{p_1}, I_{p_2} = biegunowe momenty bezwładności odpowiednich wycinków koła przekroju, G_1, G_2 = odpowiednie moduły sprężystości postaciowej.

Rozwiązanie tego zagadnienia doprowadza znowu do wniosku, że materiał o dużej wartości spółczynnika sprężystości postaciowej (np. G_2) powinien posiadać małą wielkość I_{p_2} przekroju i odwrotnie.



Rys. 2.

Podam jeszcze odpowiednie wielkości dla niektórych gatunków drewna i sklejki:

Moduł G sprężystości postaciowej przy skręcaniu w poprzek włókien dla drewna:

sosnowego — 7.000 ÷ 9.000 kg/cm², średnio 8.000 kg/cm²,
świerkowego — 5.200 ÷ 8.000 kg/cm², średnio 7.000 kg/cm²,
jesionowego — 11.400 ÷ 13.900 kg/cm², średnio 12.000 kg/cm².

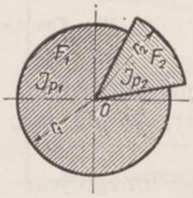
Przy skręcaniu wzdłuż włókien dla drewna:
sosnowego — 1.290 ÷ 2.200 kg/cm²,
świerkowego — 613 ÷ 1.090 kg/cm²,
jesionowego — 6.270 ÷ 7.500 kg/cm².

Do sklejki klejonej z oklein pod kątami 90°, bez względu na jakość drewna oklein, moduł sprężystości postaciowej wynosi przy skręcaniu w kierunku podłużnym i poprzecznym do kierunku włókien zewnętrznych oklein sklejki średnio 10.000 kg/cm², przy skręcaniu zaś w kierunku nachylonym pod kątem 45° do kierunku włókien oklein zewnętrznych średnio 40.000 kg/cm². Zaznaczam, że są to wartości przeciętne tylko — wartości dokładne zależą od gatunku drewna oklein, od ich grubości itd., czego tutaj nie uwzględniam. Jak widać, sklejka posiada większe wartości modułu sprężystości postaciowej.

Naprężenia ścinające niszczące dla drewna, gdy płaszczyzna momentu skręcającego jest prostopadłą do włókien, są cokolwiek mniejsze od naprężeń ścinających niszczących dla sklejki w kierunku podłużnym względnie poprzecznym do kierunku włókien zewnętrznych oklein przy klejeniu ich pod kątem 90°

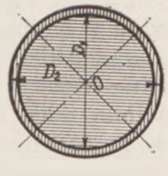
d) Skręcanie przy obwodowym złączeniu materiałów.

I tu łatwo dojść do wniosku (rys. 4), że materiał, posiadający wyższy moduł sprężystości postaciowej i wyższą wartość niszczącego naprężenia ścinającego, powinien być ukształtowany jako cienki pierścień zewnętrzny, obejmujący wewnątrz drugi materiał (jeżeli w ogóle konstruujemy tak, by materiał o wyższym module sprężystości postaciowej znajdował się na zewnątrz materiału drugiego).



Rys. 3 (lewy).

Rys. 4 (prawy).



e) Wnioski ogólne.

Na podstawie powyższych elementarnych rozumowań, możemy wysnuć pewne wnioski, tyczące się współpracy drewna i sklejki. I tak przy użyciu sklejki kazeinowej nie potrzebujemy specjalnie dążyć do pewnego stosunku pomiędzy sobą momentów bezwładności pól przekrojów drewna i sklejki — materiałów współpracujących ze sobą w pewnych elementach konstrukcyjnych. Dowodem tego są dawniejsze konstrukcje drewnianych skrzydeł, krytych sklejką kazeinową, w których sklejka wzmocniona nawet niezbyt sztywnymi listwami zupełnie dobrze współpracowała z bardzo sztywnymi dźwigarami np. w skrzydłach 2-dźwigarowych. Natomiast przy użyciu sklejki bakelitowej, filmowej itp. powinno się dążyć w elementach konstrukcyjnych, złożonych z drewna i sklejki do zwiększenia momentu bezwładności pola przekroju drewna względnie do zmniejszenia momentu bezwładności pola przekroju sklejki. Ponieważ grubość sklejki nie może być zbyt małą ze względu na możliwość utraty stateczności (lokalne wyboczenia), wynika z tego, że należałoby dążyć do zwiększenia momentów bezwładności pól przekrojów drewna. A więc listwy, usztywniające pokrycie ze sklejki, powinny być wysokie i wąskie (w celu uzyskania minimum ciężaru); dźwigary powinny się znajdować w części profilu o możliwie największej grubości; przy wystąpieniu konieczności stosowania grubej sklejki na dźwigarach ze względu na duże siły poprzeczne dążyć należy do uzyskania dużej sztywności dźwigara itd. Przy stosowaniu wąskich listew w celu należytego usztywnienia sklejki należy układać je dosyć gęsto.

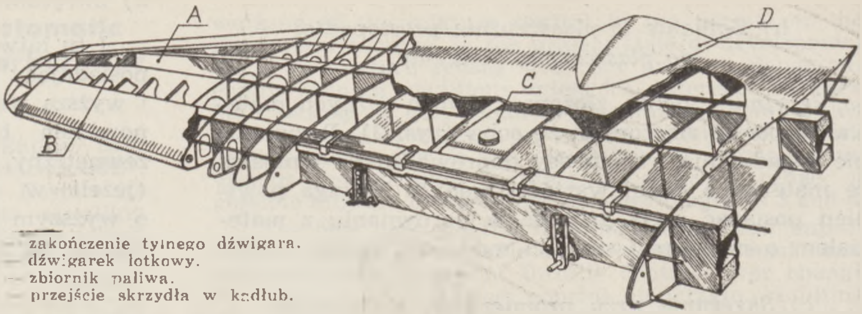
Tu mamy po części wyjaśnienie, dlaczego w początkach stosowania sklejki bakelitowej w lotnictwie, nie napotykało się na trudności przy konstrukcjach szybowcowych, natomiast konstrukcje skrzydeł drewnianych z pokryciem sklejkowym dla maszyn silnikowych sprawiały niekiedy dużo kłopotu. Na szybowce ze względu na małe obciążenie powierzchniowe używa się cienkiej sklejki, której pole przekroju posiada w wyniku mały moment bezwładności. Na samolotach, posiadających nieraz obciążenie powierzchniowe 10-krotnie wyższe od obciążeń powierzchniowych skrzydeł szybowców musi się stosować grubszą sklejkę, której pole przekroju posiada

już znacznie większy moment bezwładności (moment bezwładności pola przekroju sklejki rośnie z 3-ą potęgą grubości sklejki). Dla maszyn słabosilnikowych, turystycznych itp., oczywiście nie uwydatnia się to tak jaskrawo, jak dla dużych samolotów bombowych, których skrzydła mają powierzchnie rzędu wielkości 50—70 m² i obciążenie powierzchniowe 100—160 kg/m² i więcej.

Powyżej wysnute wnioski są zgodne z wnioskami różnych badaczy angielskich sowieckich i innych, według których racjonalna cienkościenna konstrukcja powinna mieć minimalną grubość pokrycia ale zato dość mocne usztywniacze [3].

Pozostawały by do omówienia sklejki innego jeszcze gatunku tzn. klejone tzw. klejami zimnymi ze sztucznej żywicy (Kaurit, Aerolit itp), filmem acetocelulozowym itp. Otóż jeżeli chodzi o wielkości modułów sprężystości dla sklejki klejonej Kauritem, Aerolitem itd., to w dostępnej mi literaturze nie znalazłem odpowiednich danych. Przypuszczam jednakże, że wielkości *E* dla takich sklejek nie będą się zbytnio różniły od *E* dla drewna, a to z powodu klejenia sklejki w niezbyt wysokich temperaturach, dzięki czemu drewno oklein nie ulega „przepaleniu", które powiększa sztywność. Dla sklejki klejonej filmem acetocelulozowym znalazłem wielkość *E* równą 110.000 kg/cm² [2], dla kierunku rozciągania wzdłuż włókien oklein zewnętrznych sklejki. Z tego widać, że ta wielkość *E* jest zbliżoną do wielkości *E* dla drewna.

Należy zaznaczyć, że wszystkie wyżej wypowiedziane uwagi o współpracy sklejki z drewnem przy stosowaniu dziś powszechnie używanej sklejki z oklein, klejonych pod kątem 90⁰, odnoszą się do dwóch wypadków krycia skrzydła sklejką: włóknami zewnętrznych oklein w kierunku lotu i w kierunku rozpiętości. Albowiem dla tych dwóch kierunków sklejka dziś używana (90⁰) posiada moduły Younga nie wiele się od siebie różniące. Wyłączamy z rozważań naszych omówienie, jak powinno się kłaść sklejkę, jeżeli by chodziło specjalnie tylko o te dwa sposoby. Stosowany dzisiaj coraz częściej sposób krycia sklejką pod kątem 45⁰, mający na celu zwiększenie sztywności skrzydła na skręcanie, zmienia zupełnie postać rzeczy. Mianowicie, jak wykazały liczne badania polskie i obce, a nawet rozważania matematyczne na ten temat (polskie) [2], sklejka 90⁰-owa posiada po przekątni bardzo małą wartość modułu Younga, równą około 0,25 — 0,30 wartości *E* w kierunku włókien oklein zewnętrznych. Mamy więc odwrócenie wyżej omówionego przypadku: drewno jest za sztywne w porównaniu do sklejki, która więc nie pracuje. Pozostawiamy na boku zagadnienie stosowania sklejki, klejonej inaczej tzn. z oklein pod kątem różnym od 90⁰.



A — zakończenie tylnego dźwigara.
B — dźwigarek lotkowy.
C — zbiornik paliwa.
D — przejście skrzydła w kadłub.

Wg. The Aeroplane No. 1345

Rys. 5. Hillson — Praga.

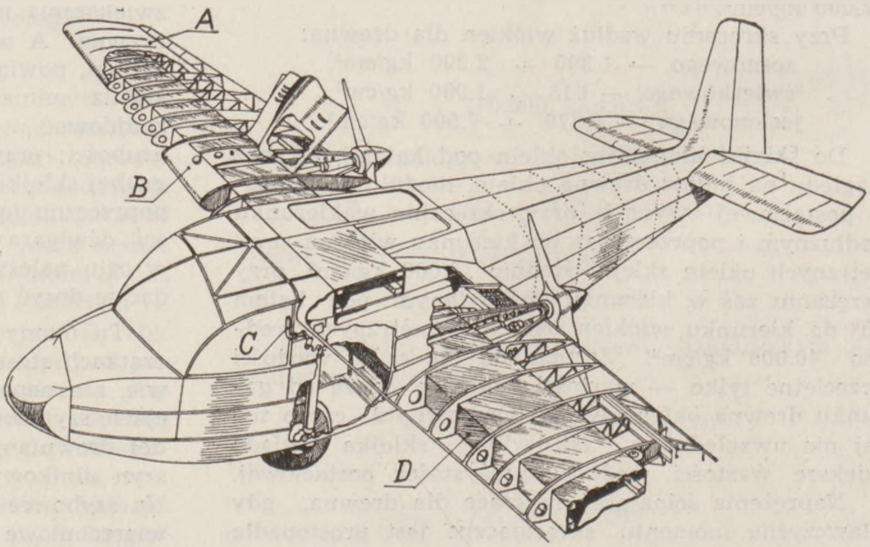
2. Niektóre ostatnie konstrukcje drewnianych skrzydeł

a) Hillson Praga.

Turystyczny samolot dwuosobowy, o ciężarze 475 kg w locie. Skrzydło wolnonośne (rys. 5) dwudźwigarowe z pracującą sklejką pokrycia. Siły w płaszczyźnie skrzydła przenoszone są przez pełne żebra i sklejkę pokrycia. Dźwigary skrzynkowe wysokie o dużej sztywności (*EI*). Sklejka pokrycia cienka 3-warstwowa, klejona Tego-filmem, dosyć gęsto usztywniona w kwadraty listwami. Rozpiętość ~ 11,3 m, powierzchnia skrzydeł ~ 16,2 m² [5].

b) Baynes-Bee.

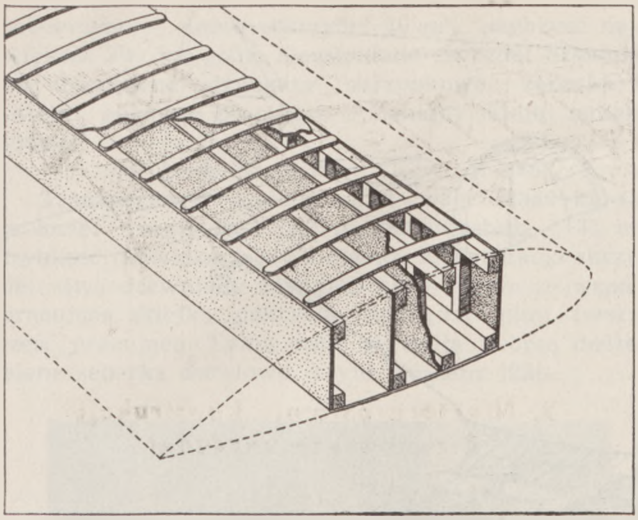
Turystyczny samolot dwuosobowy o wadze ~ 615 kg w locie, z dwoma silnikami, umieszczonymi w skrzydłach, ze śmigłami pchającymi. Skrzydło wolnonośne, rozpiętości ~ 9,2 m, powierzchni ~ 14 m², posiada jeden bardzo szeroki dźwigar, zajmujący ok. 30% długości cięciwy. Dźwigar jest zbudowany jako skrzynka, posiadająca 4 pasy sprusowe o przekrojach prostokątnych w 4 bocznych krawędziach i ściany z cienkiej 3-warstwowej sklejki (rys. 6). W płaszczyznach poziomych pomiędzy pasami wstawione są poprzeczne listwy drewniane. Tego rodzaju dźwigar pracuje bardzo dobrze tak



Wg. The Aeroplane No. 1347

Rys. 6. Baynes - Bee.

A — dźwigar skrzynkowy na całej rozpiętości
B — zbiornik paliwa
C — zamocowanie skrzydła
D — sklejka przedniej i tylnej ścianki dźwigara ma słoje pod kątem 30⁰



Wg. Flight No. 1491

Rys. 7 a. Deekay - Aircraft (wersja drewniana).

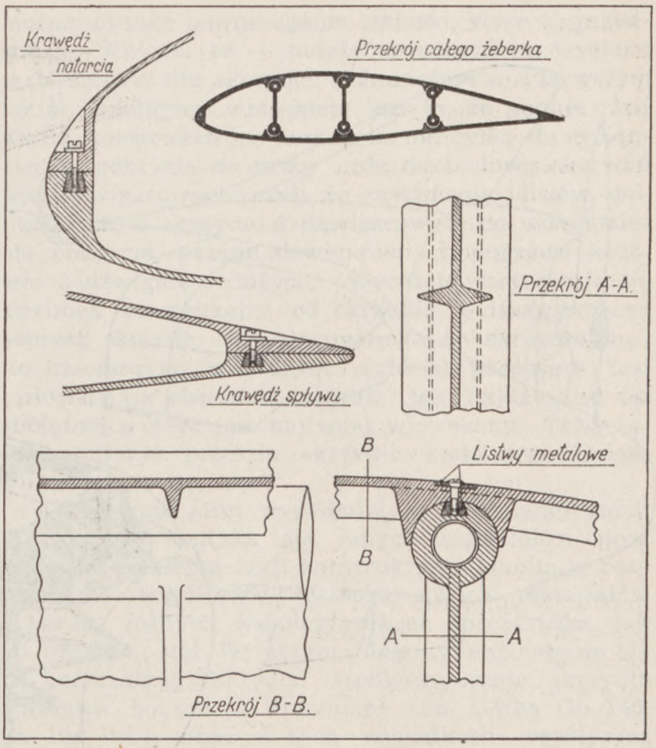
w płaszczyźnie pionowej jak i poziomej. Jest to właściwie keson. Sprusowe pasy i listwy poprzeczne posiadają w stosunku do sklejki dużą sztywność. Dźwigar taki jest bardzo prosty w wykonaniu, gdyż przekrój jego nie zmienia się wzdłuż rozpiętości a poza tym sklejka jest kładziona w jednej płaszczyźnie a nię w kształt powierzchni krzywej. Na dźwigar są nawleczone żeberka. Nosek do przedniej ściany dźwigara kryty sklejką, a poza tym cały profil — płótnem [6], [7].

c) Skrzydło Deekay Aircraft.

Firma Deekay Aircraft Corporation projektuje samolot ze skrzydłem wolnonośnym, zrobionym z materiałów, mających za podstawę sztuczne żywice. Przed wykonaniem takiego skrzydła, wykonano na próbę skrzydło drewniane (rys. 7a, 7b). Ciężar projektowanego samolotu ok. 460 kg; skrzydło posiada współczynnik wydłużenia równy 7 i wagę 7,35 kg/m^2. Wymagany współczynnik obciążenia wynosił 9; na próbie statycznej przy obciążeniu 12,35 pękły okucia, natomiast skrzydło wróciło po zdjęciu obciążenia do normalnej postaci. Skrzydło posiada 4 dźwigary; pasy ze sprusu, sklejka 3-warstwowa tylko z jednej strony każdego dźwigara. W niektórych przekrojach dźwigary są powiązane ze sobą poprzecznymi listwami (diafragmami) w kształcie żeber. Na dźwigary kładziona jest sklejka grubości 0,8 mm; otrzymujemy w ten sposób pudło sztywne na skręcanie i na zginanie w płaszczyźnie pionowej i poziomej. Żeber w ścisłym tego słowa znaczeniu skrzydło to nie posiada, tylko na zewnętrznej powierzchni sklejki pokrycia naklejone są w kierunku lotu listwy, znakomicie usztywniające tę sklejkę i całe skrzydło. Wzrost oporu przez tego rodzaju listwy jest mały — według zdań angielskich nie większy niż przez falowaną blachę Junkersa. Nosek i krawędź spływu tworzą sztywne pudła ze sklejki przyklejane do środkowego kesonu.

d) The Airspeed Oxford.

Wojskowy samolot wagi 3312 kg w locie; rozpiętość 16,15 m, powierzchnia nośna skrzydeł ~ 34 m^2. 2 silniki Armstrong-Siddeley Cheetah X s po 375 KM w skrzydłach. Dolnopłat wolnonośny, podwozie



Wg. Flight No. 1491

Rys. 7 b. Deekay - Aircraft (wersja z materiałów plastycznych).

chowane w gondolach silników [11]. Skrzydło drewniane, trójdzielne; część środkowa tworzy całość z kadłubem. Skrzydło posiada 2 dźwigary o pasach, klejonych z listew sprusowych. Pomiędzy pasy co pewien odstęp wstawione są pionowe, bardzo mocne sprusowe przegrody (rozpórki). Dźwigary kryte sklejką pod kątem 45^0 do pionu. W części środkowej dźwigary przechodzą przez kadłub. Jak z tego opisu widać, dźwigary są bardzo sztywne. Pod okuciami dźwigary posiadają klocki z drewna mahoniowego. Żebra sprusowe kratowe trójdzielne: nosek, część środkowa i część przy krawędzi spływu — co ~ 400 mm. Pomiędzy dźwigarami 2 listwy o przekroju ~ 2 cm^2 wysokie i wąskie. Sklejka pokrycia bakelitowa 3-warstwowa. Jej grubość na nosku do pierwszego dźwigara wynosi 1 mm, pomiędzy dźwigarami 1,25 mm, na części tylnej od tylnego dźwigara do krawędzi spływu 0,8 mm. Na to wszystko przychodzi pokrycie z płótna (rys. 8).

e) The Airspeed Envoy.

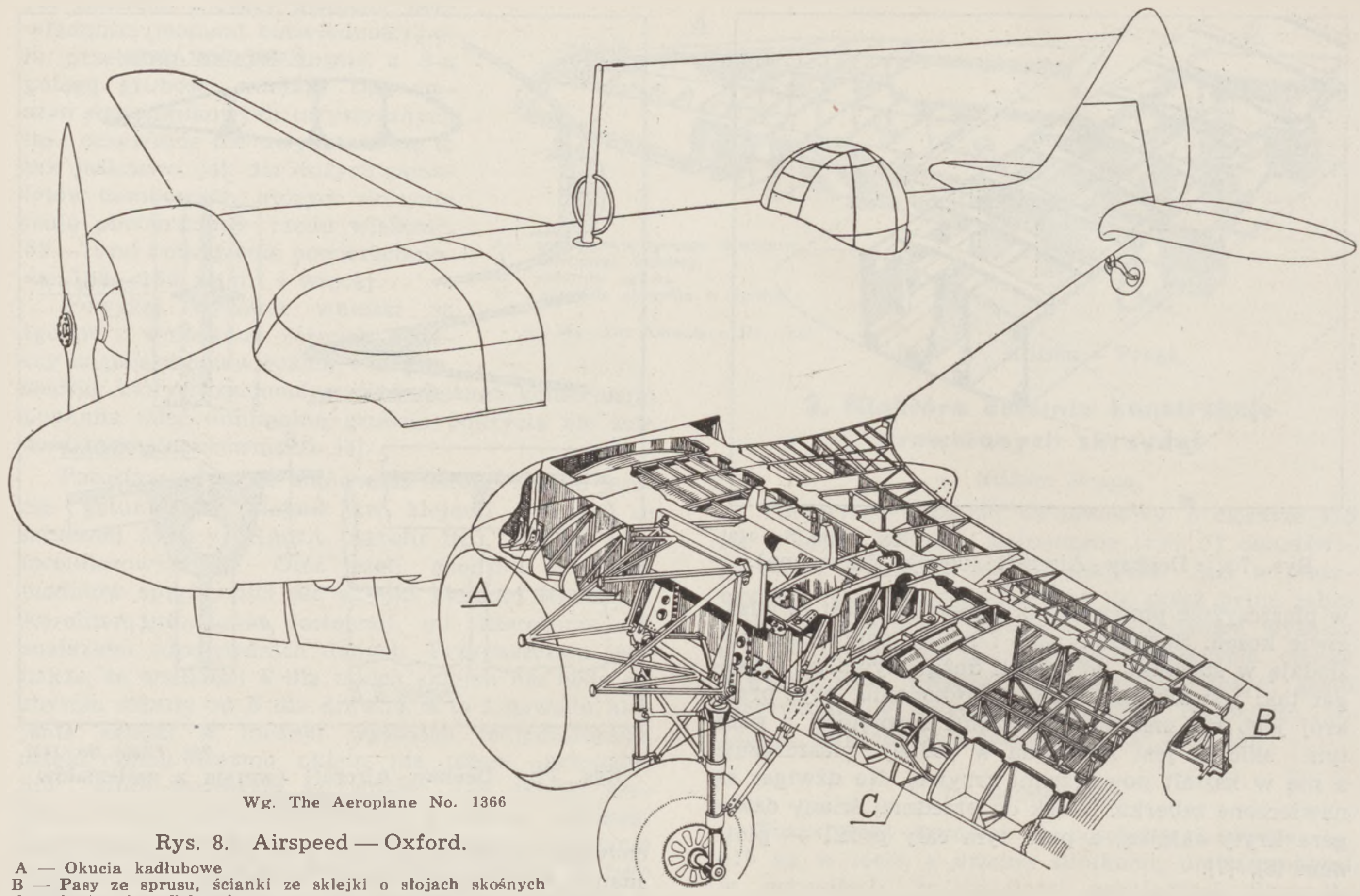
Skrzydło podobne do skrzydła Airspeed Oxford.

f) T. K. 2.

Skrzydło podobne do skrzydła T. K. 4., opisanego poniżej. Jest to typ jeszcze z 1936 roku.

g) T. K. 4.

Mały samolot jednoosobowy, zbudowany na wyścig „King's Cup Race" w r. 1937 przez uczniów szkoły De Havillanda. Prędkość ~ 350 km/godz., rozpiętość ~ 6 m, ciężar w locie ~ 535 kg. Skrzydło posiada 4 dźwigary (rys. 9) kryte od góry 2 warstwami pasków ze sprusu, ułożonych pod kątem 45^0, od dołu sklejką. Wypełnienie krawędzi natarcia, slotu, lotki itp. tworzy lekka balza [14].



Wg. The Aeroplane No. 1366

Rys. 8. Airspeed — Oxford.

A — Okucia kadłubowe
B — Pasy ze sprusu, ścianki ze sklejki o słojach skośnych
C — Wziernik reflektorów

h) De Havilland „Albatross".

Czterosilnikowy samolot komunikacyjny, dolnopłat wolnonośny, przeznaczony do lotów transatlantyckich. Rozpiętość około 32 m, ciężar w locie ~ 11500 kg, prędkość maksymalna ~ 400 km/godz., przelotowa ~ 340 km/godz. [18] — [20]. Konstrukcja wzorowana na słynnym „Comecie". Skrzydło (rys, 10) 2-dźwigarowe; dźwigary skrzynkowe. Podłużne, sztywne listwy, gęsto rozstawione. Pracujące pokrycie z pasków sprusu, kładzionych w kilku warstwach. Ze względu na brak dokładnych przekrojów skrzydła „Albatross'a" w prasie fachowej, przypomnę konstrukcję skrzydła „Comet'a", będącego zawsze jeszcze przedmiotem niezanikającej ciekawości i zazdrości konstruktorów tych krajów, które, jak my, nie posiadają na razie odpowiedniego drewna (jak sprusu). Dolnopłat wolnonośny (rys. 11). 3 skrzynkowe dźwigary. Pełne żeberka sklejkowe przenoszą obciążenia styczne. Podłużne listwy. Pokrycię pracujące z kilku warstw pasków sprusu pod kątem 45°. Każdy pasek jest przybijany i przyklejany. Grubość 4 takich warstw u nasady wynosi ~ 14,5 mm, grubość 2 warstw na końcu skrzydła ~ 3,2 mm. Oczywiście paski są różnej grubości. Na to wszystko przychodzi płótno [21].

j) Caudron - Renault C. 710.

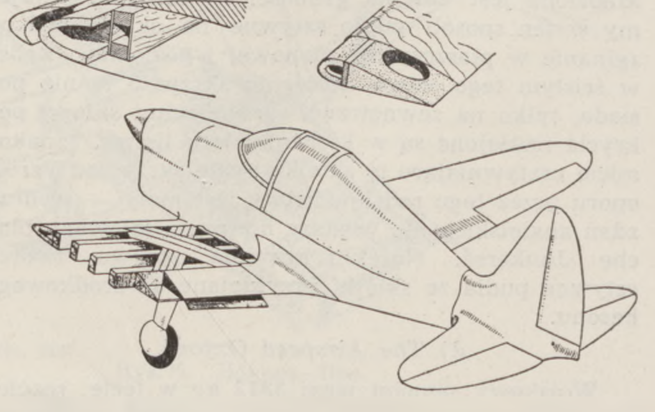
Samolot myśliwski jednoosobowy wagi 1646 kg w locie. Dolnopłat wolnonośny, silnik Renault 12 Roi 450 KM. Skrzydło drewniane dwudźwigarowe, kryte sklejką (rys. 12). Tylny dźwigar prawie w połowie długości cięciwy, dzięki czemu zyskuje się na jego wysokości. Pełne żeberka tworzą wraz z pokryciem i z dźwigarami sztywne pudło na zginanie w obu płaszczyznach i na skręcanie [13]. Rozpiętość 8,97 m, powierzchnia nośna skrzydeł 12,5 m², prędkość maksymalna 460 km/godz.

k) Fokker T. 5.

Samolot bombowy wagi 7150 kg w locie. Rozpiętość 21 m, powierzchnia nośna skrzydeł 66,2 m², szybkość największa 425 km/godz. Konstrukcja skrzydła drewniana: 2 sztywne skrzynkowe dźwigary i pokrycie z cienkiej sklejki [15]. Środpłat wolnonośny.

l) Koolhoven F.K.56.

Wojskowy samolot wywiadowczy, dolnopłat wolnonośny wagi 1700 kg w locie. Rozpiętość 11,5 m,



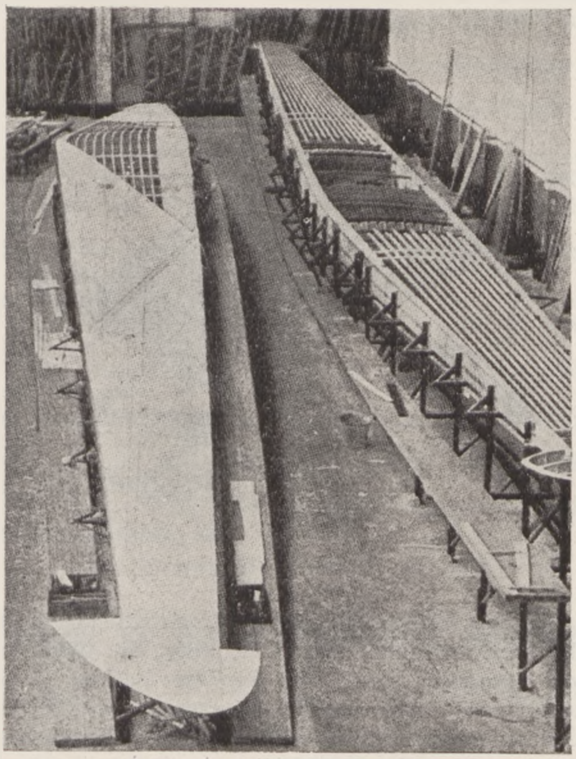
Wg. Flight No. 1494

Rys. 9. T. K. 4.

powierzchnia nośna skrzydeł 20 m², szybkość największa 300 km/godz. Konstrukcja skrzydeł drewniana: 2 sztywne dźwigary skrzynkowe, żeberka ze sklejki, pokrycie pracujące z cienkiej sklejki bakelitowej.

m) Lioré et Olivier „Le O. H-246".

Transportowy wodnosamolot wagi 14960 kg (!) w locie; rozpiętość 31,7 m, powierzchnia 131 m², szybkość największa 335 km/godz. Konstrukcja skrzydeł: dwa drewniane dźwigary skrzynkowe ze współpracującą sklejką pokrycia pomiędzy nimi tworzą część pracującą. Tylną część skrzydła tworzą doczepiane żeberka duralowe, kryte płótnem. [22].



Wg. The Aeroplane No. 1386

Rys. 10. De Havilland „Albatross".

3. Wnioski

Powyżej podałem krótki opis niektórych ostatnich konstrukcji drewnianych wolnonośnych skrzydeł. Nie podałem opisu wielu innych samolotów o drewnianych skrzydłach, których konstrukcja jest zupełnie prosta: 2 lub 3 dźwigary sztywne, skrzynkowe, umieszczone możliwie blisko środkowej części profilu, celem uzyskania dużej ich sztywności. Pokrycie z cienkiej sklejki, należycie usztywnionej listwami — czasami na to pokrycie płócienne. Tego rodzaju konstrukcję posiadają: Savoia S. 83 (3 dźwigary, pokrycie: sklejka i płótno pocellonowane), Gotha Go 143, S.A.I. 2. S., Nardi FN 305, S.A.I 3, Zlin XII, S. Stefanutti S.S. 3, Tipsy S. 2, Gotha Go 149 i wiele innych. Tego rodzaju konstrukcje skrzydeł są już znane od dawna i przypomina je konstrukcja Airspeed Oxford. Jednakże z tego krótkiego opisu można wysnuć pewne ogólne wnioski, które tu przedstawię. Wnioski te — należy zaznaczyć — wysnute są właściwie dla skrzydeł wolnonośnych. Pierwszym takim ogólnym wnioskiem jest to, że panuje dziś wśród konstruktorów tendencja nie tylko do wciągnięcia pokrycia do pracy, ale do budowy skrzydeł wielodźwigarowych czyli do zastąpienia listew, potrzebnych w skrzydle 2-dźwigarowym do usztywnienia pokrycia, pasami dźwigarów mniejszych, kosztem 2 dźwigarów dużych. Wyraźnie zarysowuje się kierunek konstrukcji: od skrzydła 2-dźwigarowego poprzez skrzydło wielodźwigarowe do skrzydła czysto kesonowego, w którym materiał pracujący jest rozłożony na obwodzie profilu, jak najdalej od osi obojętnej a więc jest najlepiej wyzyskany. Taką samą ewolucję przeszło skrzydło metalowe. Dalsze wnioski są następujące:

a) W większości wypadków w drewnianej partii skrzydła nie spotyka się innych materiałów poza drewnem i sklejką czyli konstruktorzy eliminują bezpośrednią współpracę ze sobą dwóch materiałów o bardzo różnych współczynnikach sprężystości, jak np. drewno i stal. Wyłączam z tego twierdzenia np taką konstrukcję skrzydła: środkowa część skrzydła duralowa, boczne — drewniane (np. Gotha Go 146, Fh 104 itd.), gdyż w tych wypadkach współpraca drewna i metalu zachodzi pośrednio przez okucia. Jednakże nie należy tego wniosku całkowicie uogólniać, gdyż znamy konstrukcje np. o drewnianych dźwigarach i duralowych żeberkach.

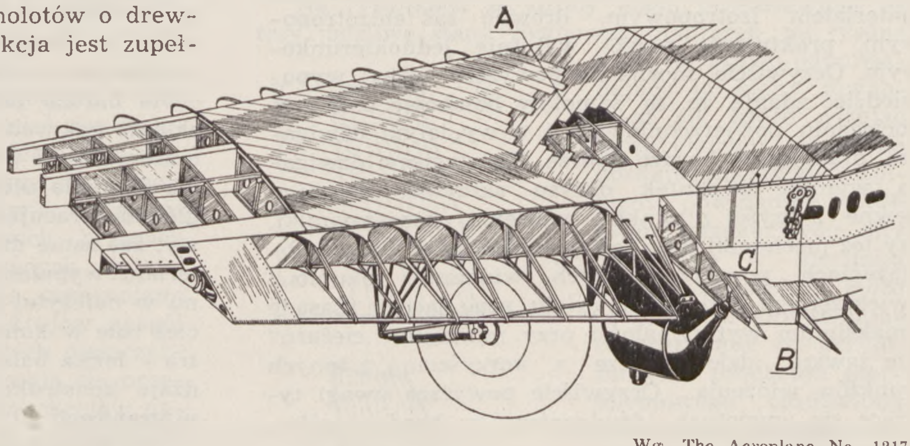
b) Skrzydła drewniane spotykamy na samolotach wszelkiego rodzaju, od zupełnie małych do dużych — wagi nawet ~ 15 ton.

c) Na ogół konstruktorzy dążą do względnie bardzo wysokich, sztywnych dźwigarów, umieszczając je możliwie blisko największej grubości profilu. Nierzadko umieszcza się tylny dźwigar w 50% — 60% cięciwy profilu.

d) Sklejka użyta na pokrycie pracujące jest na ogół cienką; spotykamy nawet grubości 0.8 mm. Takich np. grubości sklejki jak 6 mm na pokrycie nie spotyka się.

e) Sklejka jest należycie i gęsto usztywniona wysokimi listwami.

f) Dużą grubość pokrycia spotkać można w wypadku krycia skrzydła po przekątni paskami z drewna. W tym wypadku pokrycie i szkielet składają się



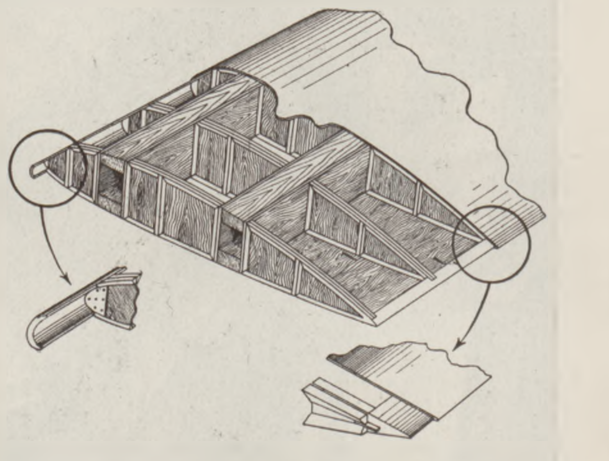
Wg. The Aeroplane No. 1217

Rys. 11. De Havilland „Comet".

A — miejsce na zbiornik paliwa w skrzydle
B — okucie kadłubowe
C — oba skrzydła stanowią jedną całość
Pod skrzydłem, zacieniowany na czarno — zbiornik oleju

z tego samego materiału — nie trzeba więc zachowywać żadnych specjalnych reguł odnośnie sztywności.

g) Na ogół spotyka się względnie mało konstrukcyj skrzydeł z wygiętymi w poziomie dźwigarami — szczególnie przednim, przenoszącym jak wiadomo przeważną część obciążenia. Widocznie konstruktorzy niechętnie wyginają drewniane dźwigary. Zagadnienie zalet i wad, jakie przedstawia wygięty dźwigar z punktu widzenia wspólnego wytrzymałości, aerodynamiki i mechaniki lotu, jest skomplikowane i dotychczas właściwie nie rozwiązane. Wyginanie dźwigarów w planie mogłoby może znaleźć najwięcej zwolenników wśród konstruktorów maszyn słabosilnikowych. Jednakże należy tu podnieść, że coraz częściej spotykane zdanie, iż właściwości i cechy konstrukcji o małym obciążeniu powierzchniowym nie można „gwałtem" przenosić na konstrukcje o dużym obciążeniu powierzchniowym[1]), w ostatnich czasach nabiera coraz więcej wagi. Konstrukcje o małym obciążeniu powierzchniowym są rzadko „wyciągnięte" do maksimum wytrzymałości w przeciwieństwie do konstrukcji o dużym obciążeniu powierzchniowym. Dźwigar wygięty w poziomie oprócz momentu zginającego doznaje w środkowej swej części i pewnego momentu skręcającego od obciążenia na końcach dźwigara. Wielkość tego momentu przy dużym obciążeniu powierzchniowym, dużej rozpiętości (np. samolot bombowy) i pewnym wygięciu dźwigara może być bardzo znaczna. Mogą tu zajść dwa wypadki: 1) skręcany dźwigar wychodzi ze swojej płaszczyzny i w wypadku krycia skrzydła sklejką opiera się w środkowej partii skrzydła właśnie o tę sklejkę, która może nie wytrzymać tego ściskania przy dużym wygięciu dźwigara, wyboczyć się i pęknąć; 2) skręcany dźwigar nie może wyjść ze swojej pierwotnej płaszczyzny. Do naprężeń normalnych od zginania dochodzą w „zamurowanym" przekroju naprężenia normalne od skręcania, które mogą być bardzo znaczne i których już pomijać nie można[2]). Poza tym w pośrednich przekrojach takiego dźwigara drewno oprócz naprężeń normalnych wzdłuż włókien doznaje naprężeń ścinających; w sumie więc drewno jest wytężane dwukierunkowo. A przecież zasadą przy konstruowaniu w drewnie jest to, by drewno pracowało wzdłuż włókien, jednokierunkowo. Wyginanie dźwigarów jest stosowane bardzo często w konstrukcjach metalowych. Jednakże metal jest materiałem izotropowym, drewno zaś anizotropowym, praktycznie nawet wybitnie jednokierunkowym. Oczywiście, można na powyższe uwagi wypowiedzieć zdanie, że są samoloty bombowe o dużym obciążeniu powierzchniowym i o wygiętym dźwigarze, pracującym bardzo dobrze. To wygięcie dźwigara, wynikłe na skutek obrysu skrzydła, dającego pewne korzyści z punktu widzenia aerodynamiki, czy też mechaniki lotu, jest jednakże przy dużych obciążeniach powierzchniowych widocznie okupione zwiększeniem ciężaru materiału pracującego. Zasada „maksimum wytrzymałości przy minimum ciężaru" nie zawsze idzie w parze z korzyściami z innych punktów widzenia. Oczywiście powyższe uwagi tyczące się wygiętych dźwigarów, są bardzo ogólne, gdyż nie ma tu miejsca na szczegółowe omówienie tego zagadnienia. Dużą rolę odgrywa w tym problemie promień krzywizny wygięcia dźwigarów, rodzaj drewna itd. itd. Poza tym dużo zależy od samej konstrukcji skrzydła. Wygięcie np. cienkiego dźwigara w skrzydle o konstrukcji Albatrossa, w którym olbrzymi procent momentu zginającego przenosi pokrycie, nie będzie z pewnością połączone z żadnymi komplikacjami wytrzymałościowymi. Takie same wygięcie dźwigara w konstrukcji skrzydła dwudźwigarowego z pracującą cienką sklejką pokrycia, pracującą atoli tylko na ścinanie i skręcanie, przy dużym obciążeniu powierzchniowym np. w maszynie bombowej, może spowodować silne skręcanie dźwigara i wzrost w nim naprężeń.



Wg. L'Aeronautique No. 228

Rys. 12. Caudron Renault C. 710.

Czasami można było spotkać skrzydła drewniane, w których przedni dźwigar, wygięty, był blisko krawędzi natarcia i mógł mieć zupełnie dobrze — przez przesunięcie w głąb profilu — wysokość o 50% większą, dźwigar zaś tylny znajdował się gdzieś w kącie, w tyle profilu. Z pewnością przy obciążaniu samych dźwigarów, każdego z osobna, brakło miary przy mierzeniu strzałki ugięcia, atoli skrzydło całe, pokryte sklejką bakelitową, pracowało jak najgorzej. Ratowanie tego rodzaju z gruntu błędnie założonego skrzydła przez np. pozorne zwiększenie sztywności dźwigarów zapomocą kraty międzypasowej, złożonej z rozpórek i przekątni (tzw. kraty Fokkerowskiej), zwiększanie grubości sklejki bocznej, wreszcie zwiększanie grubości sklejki pokrycia itp. jest właściwie bardzo problematyczne. Zwiększenie grubości sklejki pokrycia musi być nieraz bardzo znaczne, czasem do 6 i 9 mm, i właściwie wtenczas konstrukcja skrzydła ulega zupełnej przemianie. Elementem głównie pracującym robi się wtenczas keson sklejkowy, zaś same dźwigary spadają potrochę do roli materiału wypełniającego, utrzymującego ściany kesonu w należytej od siebie odległości, którą to przecież rolę w konstrukcjach De Havillanda spełnia ultra - lekka balza. I dobrze jest, jeżeli przy tego rodzaju konstrukcji ciężar własny skrzydła waha się w granicach 20 — 22 kg/m².

Na koniec jeszcze jedna uwaga: są konstruktorzy, którzy przy obliczaniu tego rodzaju skrzydeł drewnianych przyjmują jako naprężenie rozciągające dopuszczalne (obliczeniowe) np. dla sosny polskiej

---

[1]) Że choćby przypomnę tu zdanie tego rodzaju, wypowiedziane na jednym z ostatnich odczytów Z.P.I.L. przez p. inż. A. Grzędzielskiego.

[2]) Patrz np. prace Grzędzielskiego i Billewicza w Sprawozdaniach ITL, Techn. Now. Lotn. itp.

1300 kg/cm² lub 1100 kg/cm², a inni przyjmują np. 900 a nawet 750 kg/cm². Zaś według Warunków Technicznych wytrzymuje ona 1100 kg/cm². Sapienti sat! Ci drudzy, wiedzeni tym tak trudnym do uchwycenia „czuciem konstruktorskim", dążą do wybitnego zwiększenia sztywności elementów drewnianych, współpracujących np. ze sklejką. Drewno jest materiałem konstrukcyjnym bardzo wdzięcznym, prostym i łatwym w robocie, niesłychanie wprost łatwym do naprawy uszkodzeń itd., w ogóle posiada dużo zalet w porównaniu z metalem, wymaga zaś tylko jednego od konstruktora: dokładnego poznania jego właściwości i wczucia się w możliwości materiału

Literatura

[1] Z. L. Krzywobłocki. Drewno w szybownictwie. I.T.S. 1937.

[2] Z. L. Krzywobłocki. Sklejka w szybownictwie. I.T.S. 1938.

[3] Inż. S. I. Makarow. Obliczanie cienkościennych konstrukcji. Technika Wozdusznogo Fłota. Nr. 7, 1935.

[4] Why Not Timber? The Aeroplane, 21.VII.1937, Nr 1365.

[5] A Two-Seat Lightweight. Aeronautical Engineering. The Aeroplane. 3.III.1937, Nr 1345, str. 252.

[6] Pusher-screws for the Private Owner. Aeronautical Engineering. The Aeroplane. 17.III.1937, Nr 1347, str. 326.

[7] An Intriguing Two-Seater. Flight. 18.III.1937, Nr 1473, str. 289.

[8] De-Havilland T. K. 4. Technika Wozdusznogo Fłota, Nr 11 — 12, 1937.

[9] Towards Thermoplastics. Flight, 22.VII.1937, Nr 1491, str. 100.

[10] A New Wing. Aeronautical Engineering. The Aeroplane. July 21, 1937, Nr 1365.

[11] The Airspeed Oxford. Aeronautical Engineering. The Aeroplane. July 28, 1937, Nr 1366.

[12] A. Hessel Tiltman. Wood Construction of Aeroplanes. The Aeroplane. 15 December. 1937, Nr 1386.

[13] Pierre Léglise. IX-e Tableau de l'aéronautique française. L'Aéronautique, Nr 223. Grudzień, 1937.

[14] Britain's Smallest. Flight, 12 August, 1937, Nr 1494.

[15] Nowy samolot bombowy Fokker T. 5. Inż. Fr. Wittekind. Przegląd Lotniczy. Marzec. 1938.

[16] Aeroplanes of the Month. The Aeroplane, 2 March, 1938, Nr 1397.

[17] The Newest Commercial Aeroplane. The Aeroplane. 24 June, 1936, str. 797.

[18] „New and Experimental". Nine Experimental Types on view at Hendon. Flight. 24 June 1937, Nr 1487.

[19] On the British Aircraft Industry, ByC.G.G. The Aeroplane. 24 November, 1937, Nr 1383.

[20] British Commercial Aircraft, Flight, 25 November, 1937. Nr 1509, str. 507.

[21] The de Havilland Comet, Aeronautical Engineering. The Aeroplane. 19 September 1934, Nr 1217.

[22] Lioré et Olivier „Le O. H.-246". Luftwissen. Tom 5 (1938), Nr 3, str. 98. G. Teku 380303.

Latest types of wooden wing structures

Summary

The paper considers the principles to follow when designing compound sections, where two materials with different Young's modulus, such as spruce or pine and bakelite glued plywood, have to work together. In wings with 90° plywood covering, the thickness of the sheet should be the least possible. When the grain of the plywood forms an angle of 45° with the longitudinal direction, the covering takes no part in the transfer of bending loads. Some of the recent types of wooden wing structures are described. The trend seems to be through multispar wings towards box sections. An exception will perhaps be found in military aircraft, where the classical two-spar wing is the most suitable.

Uwagi o powłokowych elementach konstrukcyjnych samolotów

Prof. dr. inż. Herbert Wagner

(Dokończenie))*

Z oryginału p.t. „Einiges über schalenförmige Flugzeug - Bauteile", Luftfahrtforschung Band 13 (1936), str. 281 — 292, przetłumaczył inż. Stefan Żmigrodzki.

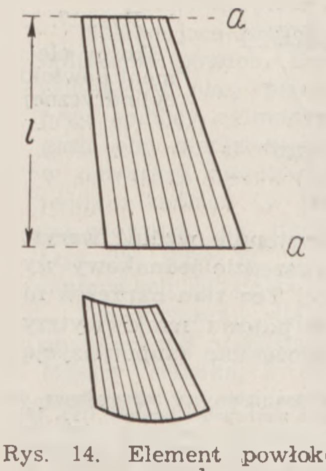
E. Równowaga błonowa niezwichrzonego elementu powłoki o skończonej wielkości.

Tak samo, jak konstruktor kratownicy jest obeznany z siłami w prętach, musi on przy konstrukcji powłokowej posiadać znajomość stanów równowagi elementu powłoki.

Rys. 14 przedstawia w rzutach poziomym i pionowym rozwijalny, bardzo (nieskończenie) cienki element powłokowy o skończonej wielkości. Linie proste, których zespół przedstawia powierzchnię rozwijalną, nazywamy tworzącymi. Przedstawiony element powłokowy ograniczony jest na dwóch brzegach przeprowadzonymi w kierunku tworzących liniami przekrojów; przekroje te nazywają się przekrojami podłużnymi. Dwie pozostałe linie przekrojów naogół krzywe, niech leżą w dwóch równoległych płaszczyznach w odstępie l. Przekroje te nazywają się przekrojami pierścieniowymi, płaszczyzny przekrojów nazywają się płaszczyznami pierścieni lub płaszczyznami wręg. Rozważamy poniżej równowagę i przebieg sił w takich elementach powłokowych.

Rys. 15 przedstawia prosty cylindryczny element powłokowy; przekroje pierścieniowe leżą prostopadle do tworzących.

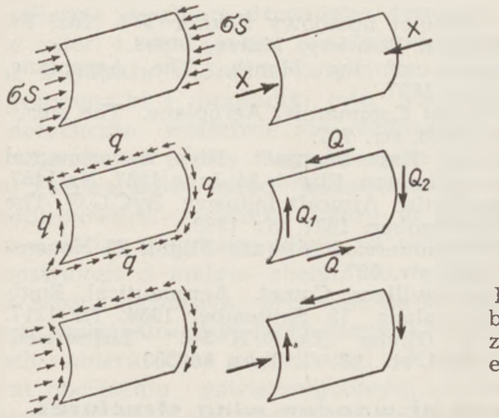
Na rysunkach ze strony lewej przedstawione są trzy możliwe stany równowagi naprężeń, na rysunkach na prawo odpowiadające im stany równowagi sił, które przejąć może element błony nie doznając zakrzywień. Element powłokowy może zatem przekazywać siły podłużne w kierunku swych tworzących, może przejmować siły ścinające oraz może on przyłożoną do przekroju pierścieniowego rozdzieloną siłę podłużną zastąpić ścinaniem w przekroju podłużnym.



Rys. 14. Element powłokowy między równoległymi płaszczyznami pierścieni.

*) Początek drukowany w Nr. 5 (1938 r.), str. 151—158.

Ogólny stan równowagi składa się z połączenia tych trzech pojedyńczych przypadków. Należy przede wszystkim przy stanie ścinania (rys. 15 — środek) przyswoić sobie metodę zastąpienia przyłożonej do jednego z przekrojów siły względnie naprężenia trzema siłami, działającymi w pozostałych przekrojach i utrzymującymi równowagę.



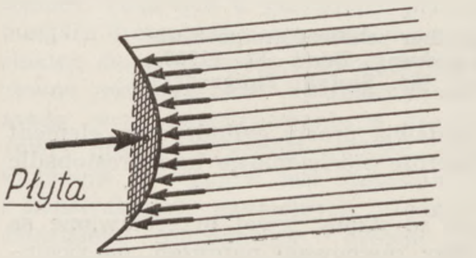
Rys. 15. Równowaga błonowa niezwichrzonego elementu powłokl.

Występujące w przekrojach pierścieniowych naprężenia podłużne mogą również zmieniać się wzdłuż przekroju.

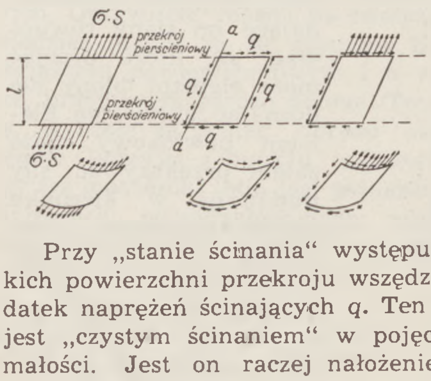
Wyraźnie należy zaznaczyć, że powłoka nie może przejmować skupionej siły podłużnej, działającej w powierzchni powłoki, chyba że w tym miejscu znajduje się pręt przejmujący całkowitą siłę podłużną [1]).

Rys. 17 przedstawia w rzutach poziomym i pionowym skośny element powłoki cylindrycznej. Oba przekroje pierścieniowe nie są tu prostopadłe do tworzących.

Ogólny stan napięcia w błonie rozkładamy najlepiej na czyste rozciąganie (rys. 17—na lewo), na pewien „stan ścinania" (rys. 17 — po środku), oraz na zamianę sił podłużnych na ścinanie (rys. 17 — na prawo).

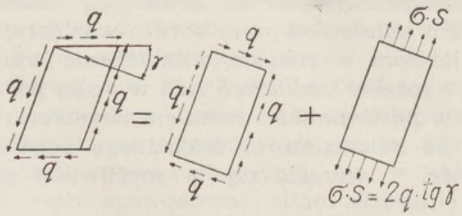


Rys. 16. Wprowadzenie siły podłużnej



Rys. 17. Skośny element powłoki cylindrycznej.

Przy „stanie ścinania" występuje wzdłuż wszystkich powierzchni przekroju wszędzie jednakowy wydatek naprężeń ścinających q. Ten stan naprężeń nie jest „czystym ścinaniem" w pojęciu nauki wytrzymałości. Jest on raczej nałożeniem (superpozycją) czystego ścinania (o wydatku naprężeń ścinających q) i czystego rozciągania w kierunku tworzących (rys. 18). Ponieważ każdy z tych obu stanów naprężeń jest możliwym stanem napięcia błonowego w powłoce, również „stan ścinania" q dla skośnego walca jest stanem napięcia błonowego.

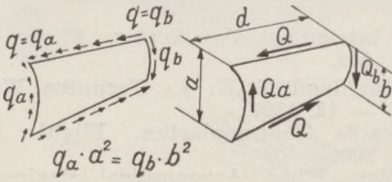


Rys. 18. „Stan ścinania".

Dalej zauważymy, że wypadkowa przyłożonego do przekroju a wydatku naprężeń ścinających posiada składową prostopadłą do płaszczyzny pierścienia

$$L = q \cdot l$$

Rys. 19 przedstawia element powłoki stożkowej[1]), jako najogólniejszy przypadek utworzonej przez proste tworzące powłoki niezwichrzonej. Przy „stanie ścinania" wydatek naprężeń ścinających jest zmienny wzdłuż tworzących.



Rys. 19. „Stan ścinania" dla elementu powłoki stożkowej.

Jeżeli oznaczymy znowu przez L składową przyłożonej do pewnej tworzącej siły ścinającej Q, wziętą prostopadle do płaszczyzny pierścienia, wtedy mamy następujące zależności[2]):

$$\frac{L}{l} = \frac{Q}{d} = \frac{Q_a}{b} = \frac{Q_b}{a} = q_a \frac{a}{b} = q_b \frac{b}{a}$$

(por. rys. 19).

Również i w tej statyce musi wyćwiczyć się konstruktor powłok.

F. Zwichrzony element powłokowy

Rys. 20. przedstawia kwadratowy element powierzchni o długości boku równej 1. Niech element ten będzie zwichrzony; wielkość zwichrzenia będzie określona przez kąt α.

Jeżeli ten element (powierzchni) obciążymy wydatkiem naprężeń ścinających q, to przyłożone po brzegach cztery siły ścinające q nie będą w równowadze; posiadają one natomiast wypadkową $2\,q\,\alpha$, skierowaną prostopadle do powierzchni. Jeśli ten element powierzchni wykrzyżowany będzie profilem usztywniającym, to wypadkowa $2q\alpha$ obciąża profil usztywniający na zginanie (siła poprzeczna prostopadła jest do powierzchni blachy).

Na rys. 21 przedstawiony jest leżący między dwiema równoległymi wręgami (odstęp l) wycięty wąski element powłoki. Ponieważ krzywizna elementu (w kierunku pierścieni) nie odgrywa żadnej roli dla

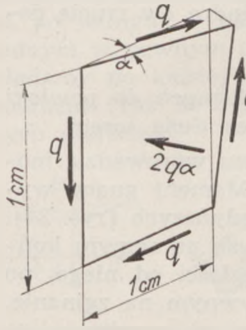
1) Natomiast skupiona siła podłużna może być wprowadzona do powłoki, gdy działa ona nieco wewnątrz powierzchni powłoki (rys. 16). Winna być wtedy przewidziana dla odnośnego pierścienia płyta wytrzymała na zginanie siłami prostopadłymi do płaszczyzny pierścienia, która skupioną siłę podłużną rozłoży na pewną liczbę podłużnic powłoki.

1) Element powłoki stożkowej o dowolnej podstawie jest zawsze skośny, o ile nie uwzględnić wypadków wyjątkowych.

2) Ta zależność wiąże się ściśle z zależnościami „metody składowej podłużnej" („Langsstabkraftmethode") (por. Z. Flugtech. Motorluftsch. Bd. 18, 1928 oraz Techn. Now. Lotn. 1934. Nr. 10).

tego rozważania, przedstawiony jest element niezakrzywiony. Element usztywniony jest podłużnicą; krawędzie boczne elementu winny przebiegać pośrodku między tą podłużnicą, a sąsiednimi.

Niech element będzie obciążony na „ścinanie". Prostopadła do płaszczyzny pierścienia składowa sił ścinających, przyłożonych do bocznych krawędzi niech wynosi L. Jak łatwo można wykazać, istnieje równowaga wszystkich działających na element sił,



Rys. 20. Zwichrzony element powłokowy pod obciążeniem ścinającym.

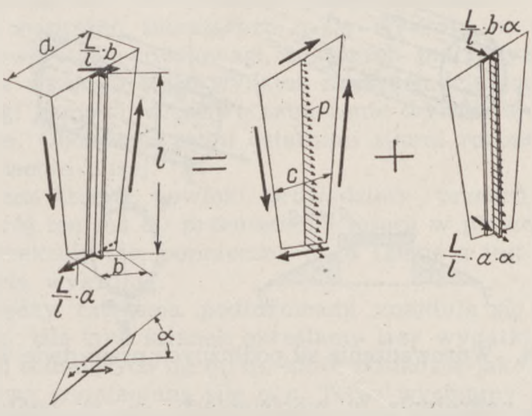
jeżeli siła przyłożona do przekroju jednego pierścienia posiada kierunek przekroju drugiego pierścienia tu w miejscu odpowiadającym p.

$$\frac{L}{l} \cdot b, \text{ wzgl. } \frac{L}{l} \cdot a.$$

Ten stan równowagi rozkładamy na dwa inne. Dla lewego stanu równowagi wszystkie siły na krawędziach działają w kierunku krawędzi; równocześnie działa prostopadle do powierzchni blachy obciążenie p. Przy tym stanie równowagi nie występują w blasze momenty gnące (w kierunku podłużnym), jeżeli obciążenie p posiada w każdym miejscu wielkość:

$$p = 2 \frac{L}{l} \frac{\alpha}{l} \frac{a^2 \cdot b^2}{c^3}$$

przy czym α oznacza kąt, który zakładamy mały, między obu przekrojami pierścieniowymi elementu (por. rys. 21 — rzut poziomy), c oznacza szerokość elementu w miejscu odpowiadającym p.



Rys. 21. Zwichrzony element powłokowy z usztywnieniem podłużnym.

Drugi stan równowagi składa się z obciążenia p oraz obu reakcji

$$\frac{L}{l} \cdot b \cdot \alpha \text{ oraz } \frac{L}{l} \cdot a \cdot \alpha,$$

które dla przekroju na jednej wręgze są proporcjonalne do długości przekroju na drugiej wręgze i które muszą być przeniesione przez wręgi. Przez ten zrównoważony układ obciążeń profil usztywniający jest zginany. Obciążenie ciągłe p posiada wypadkową

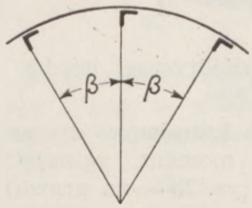
$$\frac{L}{l} \cdot \alpha \cdot (a + b),$$

Ze względu na obliczenie momentu zginającego p może być bez poważniejszego błędu uważane jako równomiernie rozłożone.

Ten moment zginający dla podłużnicy będzie w ogólności niewielki. Porównujemy ten moment zginający np. z obciążeniem podłużnic, występującym w krzywym i niezwichrzonym polu ciągnień. Wskutek zmiany kierunku siły rozciągającej pola ciągnień na podłużnicy powstaje obciążenie ciągłe, skierowane prostopadle do powierzchni powłoki i posiadające w przybliżeniu wielkość $\beta \frac{L}{l}$, gdzie β oznacza kąt zawarty między dwoma profilami usztywniającymi (rys. 22). Jeżeli przyjmiemy np., że długość l elementu powłokowego jest dwukrotnie większa, niż średnia odległość $\frac{a+b}{2}$ profilów usztywniających, to powstający wskutek zwichrzenia moment zginający w profilu jest dopiero wtedy tak duży, jak moment powstający dla pola ciągnień, gdy kąt zwichrzenia α osiągnie wielkość β.

Przeniesione na wręgi powłoki zwichrzonej prostopadle do powierzchni powłoki siły

$$\frac{L}{l} b \cdot \alpha \text{ wzgl. } \frac{L}{l} a \cdot \alpha$$



Rys. 22. Krzywe pole ciągnień obrane dla porównania.

dodają się do sił przeniesionych z elementów powłokowych sąsiednich w kierunku podłużnym, jeżeli zwichrzenie powłoki przebiega w kierunku podłużnym równomiernie. Powstające wskutek tego momenty zginające we wrędze mogą osiągać wielkość nie do pominięcia.

G. Powłoka ograniczona między równoległymi wręgami, sztywnymi na zginanie

1. Powłoka cylindryczna (z przykładami).

Następujące proste zagadnienie jest doniosłe dla obliczania powłok. Dwa pręty krzywe sztywne na zginanie w swej płaszczyźnie — połączone zostają przy pomocy cylindrycznej ścianki blaszanej. Odległość obu pierścieni niech wynosi l. Ta wykonana w powyższy sposób część cylindryczna niech będzie jednym końcem (w jednym przekroju podłużnym) zamocowana, na drugim zaś końcu — obciążona (rys. 23). Tzw. St. Venant'owska sztywność na skręcanie niech będzie pominięta.

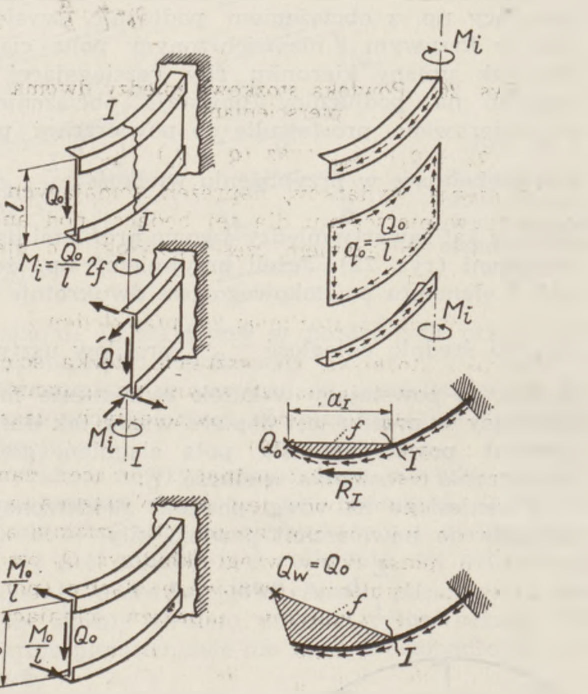
Dla obciążenia siłą poprzeczną Q_0 równowaga błonowa ścianki przedstawiona jest na rys. 23 na prawo. Między ścianką, a obu profilami krawędziowymi przeniesiony zostanie wydatek naprężeń ścinających

$$q = \frac{Q_0}{l}$$

Wskutek tego profile krawędziowe obciążone zostaną w swej płaszczyźnie siłą podłużną, siłą poprzeczną oraz momentem zginającym. Siła podłużna i siła poprzeczna posiadają dla pewnego przekroju I wypadkową [1]), określoną co do kierunku przez a_I i co do wielkości przez:

$$R_I = a_I \cdot q$$

Obie te siły wewnętrzne R_I łącznie z przeniesioną przez ściankę siłą poprzeczną $Q = Q_0$ równoważą obciążenie zewnętrzne Q_0.



Rys. 23. Obciążenie powłoki cylindrycznej między dwoma pierścieniami.

Poza tym wydatek naprężeń ścinających q wywołuje w każdym pierścieniu moment zginający M_i o wielkości $M_i = q \cdot 2f$ (por. rys. 23 — na prawo).

Ten moment M_i jest w obu profilach krawędziowych równy co do wielkości i przeciwny co do kierunku, nie daje zatem łącznie wypadkowej. Momentu M_i nie można obliczać jedynie z równowagi z obciążeniem zewnętrznym, jest on raczej zależny od przebiegu dźwigara między punktem przyłożenia zewnętrznego obciążenia Q_0 i rozpatrywanym przekrojem I. Wywołane działaniem momentu M_i naprężenia nazywamy naprężeniami od zginania skrętnego.

Jeżeli na końcu części cylindrycznej przyłożone są również momenty skręcające i zginające, to wypadkowy moment całkowity dla przekroju rozkładamy na dwie równe i przeciwnie skierowane siły przyłożone do górnego i dolnego profilów krawędziowych, i wtedy łatwo można wyznaczyć momenty zginające M_i w profilach krawędziowych wskutek tego zewnętrznego obciążenia.

Jeżeli to obciążenie momentem M_0 (rys. 23 u dołu) działa łącznie z siłą poprzeczną Q_0, to tworzymy wypadkową całkowitą, którą jest działająca w określonym miejscu siła poprzeczna Q_w o wielkości Q_0. Moment zginający M_i w profilach krawędziowych w miejscu I wynosi wtedy (por. rys. 23 u dołu)

$$M_i = \frac{Q_0}{l} 2 \cdot f = q \cdot 2f.$$

Pole f jest ograniczone promieniami poprowadzonymi od Q_w do przekroju początkowego, tj. do przekroju poprzecznego, do którego przyłożona jest siła Q_0 i do punktu I oraz częścią cylindra (w rzucie poziomym).

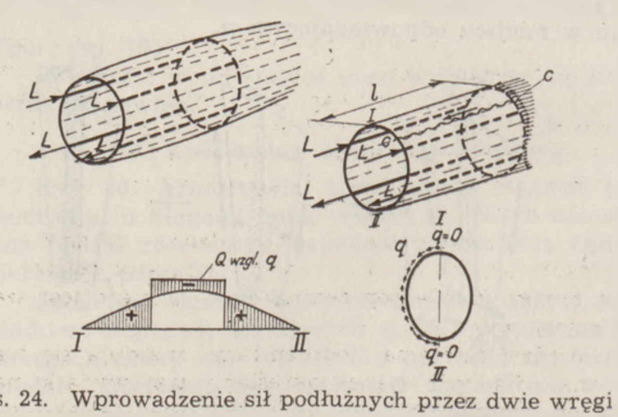
Przykład: Wprowadzenie sił podłużnych do powłoki cylindrycznej przez dwie wręgi.

Należy np. w kadłubie samolotu wprowadzić moment gnący na końcu powłoki. Moment gnący występuje w postaci czterech sił pojedyńczych (rys. 24). Wtedy celowe będzie zaprojektować na samym końcu powłoki, oraz w pewnej odległości od niego, po jednym pierścieniu (wrędze) sztywnym na zginanie.

Celem wyznaczenia przebiegu sił wycinamy tę część powłoki i przykładamy na lewym końcu tej części wymienione cztery siły skupione, na prawym — liniowo rozłożone obciążenie zginające. Teraz możemy wyznaczyć przenoszoną przez każdy przekrój podłużny c powłoki siłę poprzeczną Q, a zatem i wydatek naprężeń ścinających

$$q = \frac{Q}{l}$$

Rozkład (przebieg) tego wydatku naprężeń ścinających q przedstawiony jest na rys. 24 na lewo u dołu — dla rozwinięcia części przekroju od I do II. Krzywa ciągła pochodzi od naprężeń ciągłych przyłożonych do prawej wręgi. W miejscu przyłożenia siły L całkowity wydatek naprężeń ścinających doznaje skoku o wielkość L/l. Teraz wywierane przez powłokę na pierścienie siły ścinające q są znane (pokazane na rys. 24 u dołu na prawo), a naprężenia w pierścieniu dają się wyznaczyć.



Rys. 24. Wprowadzenie sił podłużnych przez dwie wręgi

Te naprężenia w pierścieniach są w ogólności niezbyt wielkie. Będą one tym mniejsze, im większy obierzemy odstęp obu wręg. Jednak podłużnice, wprowadzające siły skupione do powłoki, muszą być poprowadzone w każdym wypadku od wręgi, do wręgi; ich wielkość można wziąć z końcowego przekroju poprzecznego.

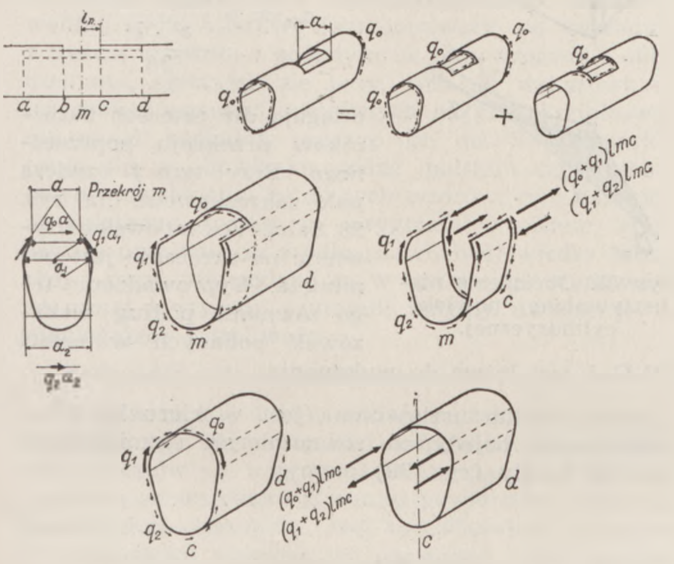
Jeżeli układ przestrzenny kadłuba pozwala na umieszczenie dwóch przegród kratowych, to będą one z pewnością wytrzymałe na obciążenia, wywierane wydatkiem naprężeń ścinających q tak, że można so-

[1]) Tu wydatek naprężeń ścinających przyjęty jest jako stały na wysokości dźwigara. Dla płaskiego dźwigara zginanego to założenie tylko wtedy jest słuszne, gdy powierzchnia przekroju ścianki jest niewielka w stosunku do powierzchni przekrojów obu pasów. Dla naszego krzywego dźwigara zginanego wydatek naprężeń ścinających jest stały wzdłuż wysokości, jak długo sztywność na zginanie ścianki jest niewielka w stosunku do sztywności pierścieni wręgowych. W tym wypadku w ściance nie mogą występować siły podłużne w kierunku pierścieni, niezależnie od tego, jak duża jest powierzchnia ścianki w porównaniu z powierzchniami przekrojów pierścieni.

bie zaoszczędzić dokładniejszego obliczania na tego rodzaju obciążenie. Rachunek może ograniczyć się wtedy do sprawdzenia wytrzymałości na ścinanie blachy powłoki.

Przykład: Wykrój w powłoce cylindrycznej.

W zupełnie podobny sposób daje się traktować rodzaj obciążenia w obszarze wykroju. Rozpatrujemy np. wykrój dla pilota w kadłubie obciążonym na skręcanie. Celowe jest umieszczenie czterech pierścieni, po jednym w każdym końcu wykroju, oraz po jednym w pewnym odstępie od niego. Następnie zakładamy po każdej stronie wykroju po dwa pasy podłużne (rys. 25 u góry), sięgające aż do zewnętrznych pierścieni.

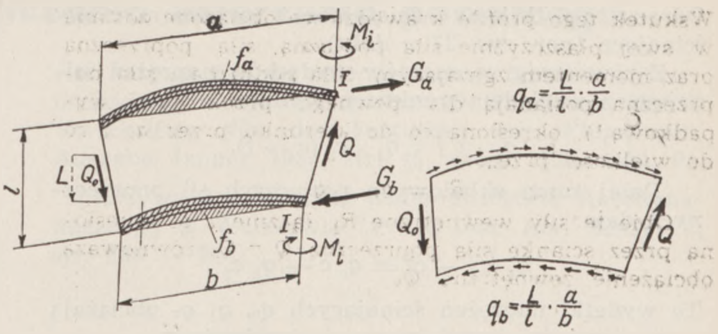


Rys. 25. Wykrój w powłoce cylindrycznej obciążonej na skręcanie [1]).

Wycinamy tę część konstrukcji zaraz na zewnątrz obu zewnętrznych pierścieni i na obu końcach przykładamy wydatek naprężeń ścinających q_0 od momentu skręcającego. Następnie rozkładamy ten stan równowagi sił zewnętrznych przez przyłożenie wydatku naprężeń ścinających q_0 w wykroju na dwa składowe stany równowagi, z których pierwszy wywołuje wszędzie stały wydatek naprężeń ścinających, a drugi stanowi właściwe zaburzenie wywołane wykrojem. Obciążenie tymi ostatnimi siłami rozpatrzymy obecnie bliżej.

Przez środek powłoki prowadzimy przekrój m. Przekrój ten ma do przeniesienia leżącą w płaszczyźnie przekroju siłę poprzeczną $q_0 . a$ (gdzie a jest szerokością wykroju).

Między czterema podłużnicami znajdują się trzy ścianki; dla tych ścianek określamy trzy wydatki naprężeń ścinających q_0, q_1, q_2, które posiadają jako wypadkową wymienioną siłę $q_0 a$. Teraz wycinamy obydwa leżące na prawo od wykroju pierścienie razem ze znajdującą się między nimi częścią powłoki i dla wyraźniejszego przedstawienia rysujemy ją dwukrotnie. Na jednym rysunku umieszczamy działające w płaszczyźnie pierścienia wydatki naprężeń ścinających q_0, q_1, q_2, które są między sobą w równowadze i obciążają tylko pierścień leżący przy wykroju. Na drugim rysunku umieszczamy siły podłużne



Rys. 26. Powłoka stożkowa między dwoma pierścieniami.

$(q_0 + q_1) \cdot l_{mc}$ oraz $(q_1 + q_2) \cdot l_{mc}$

Obliczenie wydatków naprężeń ścinających oraz naprężeń w pierścieniu dla tej będącej pod antysymetrycznym obciążeniem części powłoki $c\,d$ nie nasuwa trudności.

2. Powłoka stożkowa (z przykładem).

Powłoka stożkowa (w kształcie stożka ściętego) ograniczona jest dwiema sztywnymi na zginanie wręgami; wręgi leżą w dwóch równoległych płaszczyznach o odstępie l (rys. 26).

Powłoka jest wzdłuż jednej tworzącej zamocowana, na drugim końcu jest ona obciążona w kierunku tworzącej siłą poprzeczną Q_0. Działającą prostopadle do płaszczyzny wręgi składową Q_0 oznaczamy przez L. Ustalamy równowagę blachy (por. rys. 26), za pomocą wydatków naprężeń ścinających [1]).

$$q_a = \frac{L}{l}\,\frac{b}{a}; \quad q_b = \frac{L}{l}\,\frac{a}{b}$$

Otrzymujemy dalej działające w pewnym przekroju I (np. w miejscu zamocowania) siły pasowe będące w równowadze z zewnętrzną siłą Q_0:

$$G_a = \frac{L}{l}\,b \qquad G_b = \frac{L}{l}\,a$$

Momenty gnące M_i w obu pasach są sobie równe i przeciwnie skierowane:

$$M_i = q_a \cdot 2\,f_a = \frac{L}{l}\,\frac{b}{a}\,2\,f_a = q_b \cdot 2\,f_b = \frac{L}{l}\,\frac{a}{b}\,2f_b$$

Przykład: Wykrój w kadłubie na kabinę pilota.

Powtarzamy przykład podany dla kadłuba cylindrycznego, bez powtórnego poruszania podstawowych zagadnień. Kontur kadłuba niech będzie dowolny, jednak niech wszystkie przegrody będą geometrycznie podobne.

Zaczynamy odrazu od obciążenia składowego odpowiadającego zaburzeniu (rys. 27 u góry). Przyjmujemy, że dla pewnego przekroju m siły podłużne w pasach są zerem. Dalej przyjmujemy, że leżące między m i przegrodą końcową a względnie b części kadłuba mogą być traktowane jako stożkowe.

Odpowiadający momentowi skręcającemu wydatek naprężeń ścinających dla łuku tylnej krawędzi wykroju niech będzie dany i równy

$$q_0 = \frac{Q}{c}.$$

[1]) Siła $q_1\,a_1$ jest na rysunku 25 nie dokładnie nakreślona; musi ona przebiegać równolegle do linii łączącej pasy, jak np. wyraźnie uwidocznione jest na rysunku 27.

[1]) $\frac{a}{b}$ jest stosunkiem jakichkolwiek dwóch odpowiadających sobie liniowych wymiarów obu pierścieni.

Odrazu znajdujemy działające w przekroju c siły ścinające (por. rys. 27 u dołu).

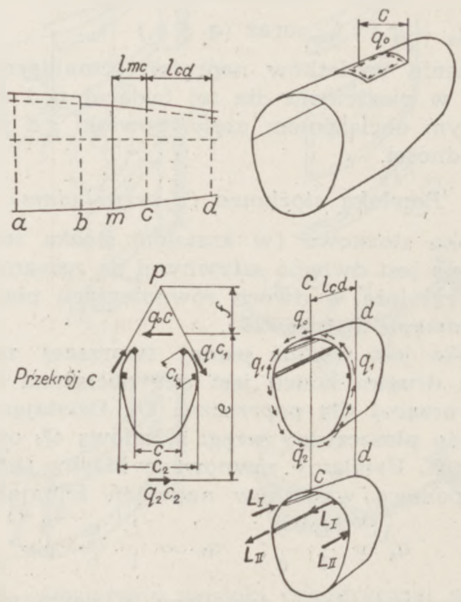
Z równowagi momentów wydatków naprężeń ścinających względem punktu p wynika:

$$q_0 \cdot c f = q_2 \cdot c_2 (e + f).$$

Dalej suma składowych poziomych sił poprzecznych daje:

$$q_1 (c_2 - c) = q_0 c - q_2 c_2$$

Te wydatki naprężeń ścinających q_0, q_1 q_2 obciążają tylko pierścień wręgi leżący w przekroju c.



Rys. 27. Wykrój w kadłubie na kabinę pilota.

Obecnie wyznaczamy siły podłużne, jakie mają być przeniesione w przekroju c, mianowicie wyznaczamy zaraz składowe L prostopadłe do płaszczyzny wręgi. Naszą podstawową zależnością jest przy tym (por. rys. 19)

$$\frac{L}{l} = q_a \frac{a}{b} \text{ zatem } L = l\, q_a \frac{a}{b}.$$

Otrzymujemy obydwie siły:

$$L_I = l_{mc} \frac{c}{m} (q_0 + q_1),$$

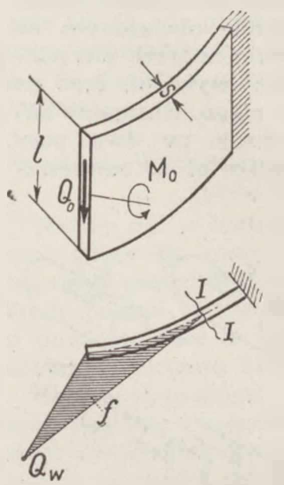
$$L_{II} = l_{mc} \frac{c}{m} (q_1 + q_2).$$

W tym wzorze c/m oznacza stosunek liniowych wymiarów przekrojów c i m. Cztery siły podłużne L_I i L_{II} obciążają część powłoki cd antysymetrycznie. Obliczenie wydatków naprężeń ścinających oraz naprężeń w pierścieniach nie nasuwa trudności.

H. Cylindryczna ścianka z blachy ograniczona dwiema równoległymi płaszczyznami pierścieniowymi

Rozpatrywana będzie prosta powłoka cylindryczna o długości l. Powłokę stanowi blacha o grubości ścianki s. Niech swobodny koniec powłoki cylindrycznej (rys. 28) będzie obciążony siłą poprzeczną Q_0 i momentem gnącym M_0, których wypadkową niech będzie siła poprzeczna Q_w. Niech ta część powłokowa będzie drugim końcem zamocowana.

Wskutek obciążenia powstają w powłoce naprężenia zginające, których moment jest w równowadze z momentem sił zewnętrznych. Wskutek skręcania powstają oprócz tego zmienne w grubości ścianki naprężenia od zginania skrętnego σ_{gs}, które dla każdego przekroju poprzecznego I swą największą wartość:

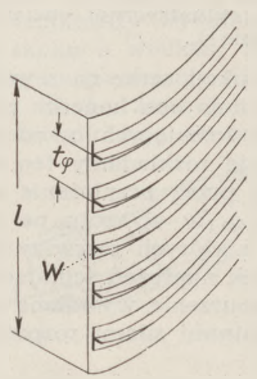


Rys. 28. Obciążenie nieusztywnionej powłoki cylindrycznej.

$$\sigma_{gs} = \pm \frac{Q_w \cdot 2f}{\frac{s^2 \cdot l^2}{36}}$$

osiągają dla czterech narożników przekroju poprzecznego. Przy tym f oznacza pole zakreskowane na rys. 28. Saint-Venant'owska sztywność na skręcanie jest pominięta. Wyprowadzenie tego równania podług wskazówek podanych w części IV-G-1 jest łatwe do wykonania.

Jeśli blacha usztywniona jest w kierunku pierścieni przez pojedyńcze równomiernie rozmieszczone profile, wtedy (rys. 29) mamy:



$$\sigma_{gs} = \frac{Q_w \cdot 2f}{\frac{l^2}{6} W_\varphi}$$

Rys. 29. Powłoka cylindryczna usztywniona w kierunku pierścieni.

W tym równaniu $W_\varphi = \frac{W}{t_\varphi}$, gdzie W oznacza moment wytrzymałości profilu pierścieniowego, a t_φ daje odstęp profilów. Przebiegające w kierunku podłużnym profile usztywniające nie mają na to zagadnienie żadnego wpływu.

Wynik ten ma także znaczenie dla obliczenia kołnierzy (np. przy połączeniu goleni podwozia) i przy pierścieniach obramowujących wykroje w pokryciu samolotu.

Wyniki te odnośnie cylindrów o przekroju kołowym rozszerzono przez uwzględnienie Saint-Venant'owskiej sztywności skrętnej (por. pracę doktorską p. Tintea, Berlin, 1934).

Uwagi do „Przyczynka do obliczania usterzenia poziomego"

OD REDAKCJI

Poniżej zamieszczamy uwagi inż. Romickiego do artykułu prof. Kleinwächtera, tłomaczonego w nr 2 „Techniki Lotniczej", (Luftfahrtforschung Bd. 13, 1936 r., str. 1938 — 1939), oraz odpowiedź, nadesłaną przez prof. Kleinwächtera.

Artykuł ten, podający t. zw. „Faustregeln" na obliczanie powierzchni usterzenia poziomego samolotów, oparte na ustalonych przez autora wielkościach, mających charakteryzować stateczność statyczną i sterowność samolotu, mógłby skłonić któregoś z czytelników jeśli nie do obliczenia, to przynajmniej do sprawdzenia zaprojektowanego usterzenia według tych wzorów. Zaznajomiwszy się dokładnie z treścią artykułu i podanymi w nim wzorami i obliczeniami, opierając się przy tym na wskazówkach i życzliwej pomocy, udzielanych mi przy kształtowaniu moich poglądów przez p. dr. inż. S. Neumarka, czuję się w obowiązku podać polskim czytelnikom pewne zastrzeżenia co do tych wzorów, tym bardziej, że ogłoszone zostały w oryginale w piśmie, które zawsze uważamy za źródło prawdziwej wiedzy lotniczej i przy tym podane są w sposób tak stanowczy, że mniej krytyczny czytelnik mógłby uważać je za nieulegające wątpliwości.

Zastrzeżenia te są następujące:

1) Wzory (1) i (3), podające zależność współczynnika c_{nH} siły normalnej do powierzchni usterzenia od kątów α_H i β_H [1]) określają c_{nH} jako funkcję *malejącą* ze wzrostem stosunku powierzchni steru do powierzchni usterzenia. Jest to całkowicie sprzeczne ze wszystkimi znanymi mi poglądami na tę sprawę i doświadczeniami. Dla wykazania tego sprowadźmy wzór (1) do postaci:

$$c_{nH}(\alpha_H;\beta_H) = \frac{\partial c_{nH}}{\partial \alpha_H}(\alpha_H + \zeta \cdot \beta_H)$$

w jakiej podany jest np. w dziele „Aerodynamik" (Fuchs, Hopf i Seewald) tom 1 str. 179 wzór (4, 13). gdzie współczynnik

$$\zeta = \frac{d\alpha_H}{d\beta_H} = \frac{\partial c_{nH}}{\partial \beta_H} : \frac{\partial c_{nH}}{\partial \alpha_H};$$

(α_H — rzeczywisty kąt natarcia statecznika) otrzymamy:

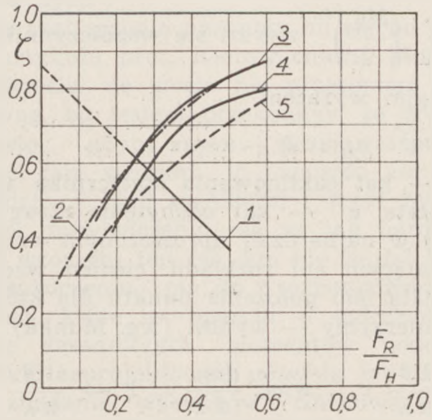
$$c_{nH}(\alpha_H;\beta_H) = \frac{1}{0{,}2 + \frac{0{,}32}{\lambda_H}} \cdot \left[\alpha_H + \left(0{,}86 - \frac{F_R}{F_H}\right)\beta_H\right]$$

$$\text{więc } \zeta = 0{,}86 - \frac{F_R}{F_H};$$

prosta przedstawiająca tę zależność oznaczona jest na załączonym wykresie liczbą 1.

Na tym samym wykresie podane są wartości tego współczynnika według innych danych, a mianowicie: krzywa 2— wg. niemieckich przepisów wytrzymałościowych (Bauvorschriften für Flugzeuge, Heft 1, Vorschriften für die Festigkeit von Flugzeugen, Ausgabe Januar 1935, str. 45, ustęp 1525, tabl. 9).

Krzywa 3 — według badań Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie (Prace Inst. Aer. Zeszyt V, str. 228 — 234).



Obie ostatnie krzywe odnoszą się do powierzchni sterowych zajmujących całą rozpiętość płata, bądź też usterzenia bez wycięć. Zadziwiająca jest doskonała ich zgodność. Z obydwiema tymi krzywymi zlewa się krzywa teoretyczna wg. Munka podana w wyżej wym. dziele „Aerodynamik", (tom I str. 179 rys. 163) tak dokładnie, że nie mogłem jej podać na wykresie, podczas gdy krzywa doświadczalna, odnosząca się do usterzeń o różnym obrysie i z wycięciami na ster kierunku, podana na tymże rys. 163 cytowanego dzieła przeniesiona na nasz wykres i oznaczona liczbą 4, podaje wartości ζ niższe niż krzywe 2 i 3 — co zresztą jest zupełnie zrozumiałe.

Liczbą 5 oznaczyłem krzywą $\zeta = \sqrt{\frac{F_R}{F_H}}$, zbliżoną do wzorów Toussainta, która, jak to stwierdzone jest w pracy Martynowa i Kołosowa (Rasczot opierenij, Trudy CAGI, rok 1936, zeszyt 278, str. 20 i nast.) dość dobrze zgadza się z doświadczeniem.

Wszystkie te krzywe, gdyby były znalezione dla całego teoretycznie możliwego zakresu stosunku $\frac{F_R}{F_H}$ musiałyby mieć po dwa punkty wspólne:

$$\frac{F_R}{F_H} = 0;\ \zeta = 0 \text{ oraz } \frac{F_R}{F_H} = 1;\ \zeta = 1,$$

co jest oczywiste. Wydaje mi się, że wszystkie te dowody sprawę przebiegu współczynnika ζ rozstrzygają.

Przyjęcie dla współczynnika ζ funkcji malejącej ze wzrostem $\frac{F_R}{F_H}$ pociągnęło za sobą niezrozu-

1) Używam tutaj tych samych oznaczeń, jakie były podane w polskim tłomaczeniu artykułu prof. Kleinwächtera.

miały wniosek wyciągnięty ze wzoru (7), mianowicie, że sterowność samolotu *rośnie* ze *zmniejszeniem* stosunku $\frac{F_R}{F_H}$, i nieprawdopodobne wyniki obliczeń podane w tablicy na końcu artykułu (wzrost ω przy zmniejszaniu $\frac{F_R}{F_H}$).

2) Wzory na stateczność samolotu nie uwzględniają zmniejszenia kąta natarcia statecznika, spowodowanego odchyleniem strug za płatem, które we wzorze na $\left(\frac{M_R}{q}\right)'$ wyrazi się współczynnikiem $\frac{d\alpha_H}{d\alpha}$ przed drugim wyrazem.

Ponieważ $\alpha_H = \vartheta + \alpha - \varepsilon$

gdzie ϑ — kąt zaklinowania statecznika względem cięciwy płata, ε — kąt odchylenia strug za płatem, który w najbardziej uproszczonym wzorze, nieuwzględniającym ani rozkładu ciśnień wzdłuż rozpiętości płata, ani położenia punktu dla którego odchylenie mierzymy — wynosi (wg. Munka):

$$\varepsilon = \frac{1{,}8}{\pi\lambda} c_y \text{, więc: } \frac{d\alpha_H}{d\alpha} = 1 - \frac{1{,}8}{\pi\lambda} \frac{dc_y}{d\alpha}$$

Poprawka ta została częściowo uwzględniona w tłomaczeniu polskim przez dodanie uwagi w nawiasach na dole drugiej szpalty str. 50 (współczynnik ½ przed pochodną momentu usterzenia) i współczynnika 2 przed nawiasami prostokątnymi we wzorze (4) [1]), (podwojenie wielkości usterzenia poziomego, wynikającej ze wzoru podanego w oryginale) odpowiada to wartości $\frac{d\alpha_H}{d\alpha} = 0{,}5$ i wydłużeniu $\lambda \cong 5$. W pozostałych wzorach i w tablicy liczbowej na dole 2 kolumny str. 51 wpływ odchylenia strug nie został uwzględniony. Jak wielki jest wpływ tego współczynnika, najlepiej widać z zestawienia wartości $\left(\frac{M_R}{q}\right)'$ obliczonych bez uwzględnienia (przepisanych z tablicy na str. 51) i z uwzględnieniem tego współczynnika.

Do tej tablicy komentarze są zbyteczne, a zato nasuwa się prosty wniosek: podane wielkości granicznej pochodnej $\left(\frac{M_R}{q}\right)' = 2$ do 20 nie muszą być bardzo pewne, jeśli tak bardzo zmieniają się przez wprowadzenie współczynnika, uwzględniającego spływ ze skrzydła, który według autora w pierwszym przybliżeniu był do pominięcia. Łatwo także wykazać, że wartość liczbowa współczynnika $\left(\frac{M_R}{q}\right)'$ musi rosnąć z wielkością samolotu, a mianowicie z iloczynem $F.l.$ Przepiszmy wzór dla $\left(\frac{M_R}{q}\right)'$ tak jak był podany w omawianym artykule, z poprawką na odchylenie strug:

$$\left(\frac{M_R}{q}\right)' = \left[c_y'\left(0{,}25 - \frac{r}{l}\right) + \frac{1}{2}\frac{d\,c_{nH}}{d\,\alpha_H} \cdot \frac{F_H\,L_H}{F.\,l}\right] F.\,l$$

Wyrażenie w nawiasach prostokątnych, będące dobrze znaną pochodną $\frac{d\,c_{mG}}{d\,\alpha}$ jest stałe dla samolotów geometrycznie podobnych i o tym samym położeniu środka ciężkości, a dla wszystkich samolotów o przeciętnym układzie zmienia się stosunkowo mało i przy tym w pierwszym przybliżeniu niezależnie od wielkości samolotu, a więc całe wyrażenie musi rosnąć z iloczynem $F.\,l.$ Weźmy np. 3 samoloty o identycznych kształtach; wydłużenie skrzydła $\lambda = 6$, ramię usterzenia poziomego $L_H = 3\,l$; powierzchnia usterzenia poz. $F_H = 0{,}12.F$, wydłużenie usterzenia $\lambda_H = 3{,}5$, położenie środka ciężkości $\frac{r}{l} = 0{,}35$. Są to charakterystyki samolotów o małej stateczności statycznej.

Przyjmijmy, że powierzchnie nośne tych samolotów są kolejno: 13,5 m²; 54 m²; 122 m² (stosunek 1²:2²:3²). Dla wszystkich trzech znajdziemy:

$$\frac{d\,c_{mG}}{d\,\alpha} \cong 0{,}24$$

natomiast $\left(\frac{M_R}{q}\right)'$ będzie kolejno: 4,8; 38; 130;

Widoczne jest, że liczby te nie zgadzają się z podanymi przez autora „Przyczynka".

Wartość zaś wzoru (4) na powierzchnię usterzenia, który ma być słuszny niezależnie od tego, czy przed wynikiem postawimy współczynnik 2 czy nie, jest conajmniej wątpliwa.

Należy też zaznaczyć, że sama zasada wymagania z góry od projektowanego samolotu pewnej określonej wartości współczynnika stateczności statycznej — niezależnie od tego, czy współczynnikiem tym będzie używana w Niemczech pochodna $\frac{d}{d\alpha}\left(\frac{M}{q}\right)$, czy

TABLICA

bez uwzgl. odchyl. strug . .	19,6	24,2	28,1	14,7	18,6	21,6	10,0	13,0	15,4	5,0	7,4	9,2
z uwzględn. odchylenia . . .	5,0	7,5	9,2	2,6	4,7	6,0	0,1	1,6	2,9	—2,3	—1,0	—0,2

1) Poprawka ta została wprowadzona na podstawie dopisku prof. Kleinwächtera na odbitce, przesłanej Technice Lotniczej.

też stosowana u nas $\frac{d\,c_{mG}}{d\,\alpha} = \frac{d}{d\,\alpha}\left(\frac{M}{q \cdot F\,l}\right)$, czy wreszcie spotykany w Stanach Zjedn. t. zw. współczynnik stateczności Diehla $\frac{d}{d\,\alpha}\left(\frac{M}{q \cdot G\,l}\right)$ — nie jest bynajmniej dogmatem. Stateczność samolotu jest zjawiskiem par excellence dynamicznym, i dwa samoloty podobne geometrycznie i mające jednakowy współczynnik stateczności statycznej (wszystko jedno który), ale różniące się wielkością, ciężarem lub obciążeniem na m² nie będą miały jednakowego okresu wahań, który przecież jest najbardziej rzeczywistym i namacalnym przejawem stateczności w locie[1]).

3) Wzór (7) podający jednostkową (chyba po polsku lepiej tak, niż „specyficzną") zmianę kąta toru w zależności od cech charakterystycznych samolotu, po wprowadzeniu obu omówionych poprzednio poprawek da zupełnie inne wartości ω niż wyliczone w tablicy. Podam je tutaj dla obu skrajnych wielkości usterzenia poziomego, przyjętych w przykładzie:

	$F_H = 3$ m²									
ω_s	zamiast	1,3	1,5	1,7	1,2	1,4	1,6	1,2	1,4	1.6
	powinno być	4,1	3,7	3,3	3,8	3,5	3,1	3,8	3,5	3,1
	$F_H = 1{,}5$ m²									
ω_s	zamiast	1,8	2,0	2,5	1,6	1,8	2,1	1,5	1,7	2,0
	powinno być	11,8	10,8	9,6	7,3	6,7	6,0	6,3	5,8	5,1

Nie wiem, czy tak wielkie różnice między poprawionymi wartościami ω_s a podanymi przez autora wytycznymi (1 — 1,5 — 2) można przypisać tylko nierealności przykładu[2]), czy również i niepewnym wartościom wytycznym ω_s. Przy przeliczaniu ω_s dla samolotów rzeczywistych znajdowałem na ogół wartości przekraczające wytyczne; specjalnie duże różnice okazały się dla b. szybkich samolotów.

W ogóle, próbując a priori na podstawie projektu określać ilościowo dynamiczne własności lotu, dobrze jest pamiętać, co o tych własnościach napisał Clark B. Millikan („On the Results of Aerodynamic Research and Their Application to Aircraft Construction" Journ. of the Aeronautical Sciences, Dec. 1936 — cytuję wg opracowania inż. W. Challier w Techn. Now. Lotn. — maj 1937 r.): „Jeszcze bardziej złożone od objawów stateczności statycznej są własności dynamiczne, do których zazwyczaj odnosi się pojęcie „własności lotu". Jedną z największych trudności, związanych z tym zagadnieniem jest fakt, że dotychczas nie ma jeszcze jednomyślności wśród użytkowników co do określenia dobrych własności lotu, tak że nawet ideał, do którego powinien dążyć konstruktor, jest b. nieokreślony i niepewny. Ponadto, gdy nawet ustalony został pewien określony kierunek, mało jest takich własności lotu, dla których można przepisać wartości liczbowe odróżniające dobre własności od złych".

Takie zastrzeżenia nasunęły mi się po przestudiowaniu artykułu prof. Kleinwächtera. Muszę wyraźnie podkreślić, że wcale nie przeceniam doniosłości tych uwag, bo jestem przekonany, że doświadczony konstruktor, gdyby nawet spróbował posłużyć się podanymi tam wzorami, to napewno nie dał by się wprowadzić w błąd wynikami i oparł by się raczej na swym doświadczeniu niż na tak bardzo uproszczonych wzorach; ten zaś, kto nie zaufał by własnemu doświadczeniu, ma do rozporządzenia metody wykreślne, które w oparciu o ogłoszone badania tunelowe zasadniczych elementów podobnych do tych, jakie zaprojektował, pozwolą mu na dość dokładne zbadanie warunków równowagi podłużnej i stateczności statycznej projektowanego samolotu. Gdyby jednak ktoś chciał krótką drogą sprawdzić te własności, to mógłby zajrzeć do gruntownej pracy p. Witolda Wolibnera: „Warunki równowagi i stateczności podłużnej jednopłatowca", (Sprawozdania IBTL Nr 1 (13) z 1934 r.), w której znalazłby wzory trochę dłuższe wprawdzie niż w omawianym tu artykule, ale zato uwzględniające wszystkie własności samolotu istotne dla warunków równowagi i prowadzące do wyników — oczywiście przybliżonych — ale napewno nie błędnych. Nie znajdzie tam wzorów na określenie sterowności samolotu ani wskazań ilościowych co do wymaganej stateczności — ale niestety te zagadnienia nie są jeszcze tak opracowane, żeby już rozwiązanie ich można było podać jako decydujący materiał dla konstruktorów.

inż. R. Romicki.

Odpowiedź

Zakwestionowany wzór (1) został uzyskany z przebiegu pochyleń załamanego szkieletu profilu za pomocą przybliżonej analizy harmonicznej schematem Rungego przy zastosowaniu tylko 5-ciu wartości na dy/dx. To przybliżenie okazuje się zbyt niedokładne; daje niewłaściwe wartości na $\frac{\partial c_{nH}}{\partial \delta_H}$ a więc także na $\frac{t_R}{t}$ Wartości te zostały już poprawione w moim artykule „Beitrag zur ebenen Leitwerkstheorie *) (Luftfahrtforschung, Bd. 15, str. 127, wzór 12). Nie ma to żadnego wpływu na wartość ω_s według wzoru (5) i na podane granice. Powstały one według tego wzoru ze statystycznego badania dużej ilości wykonanych samolotów, dla których miałem wykresy

1) Interesujące rozważania na ten temat znajdzie czytelnik w artykule A. Klemina i J. G. Beerer'a: „Two New Longitudinal Stability Constants" (Journal of the Aeronautical Sciences, September, 1937), którego tłomaczenie autor niniejszych uwag już opracował.

2) W przykładzie tym, na skutek przyjęcia zbyt małego ramienia usterzenia $l_H \cong 2{,}3\ l$, otrzymano samolot małostateczny, a nawet — dla najmniejszego przyjętego usterzenia $F_H = 1{,}5$ m² — niestateczny; — por. tablicę przy punkcie 2 niniejszych uwag, gdzie można znaleźć

$$\left(\frac{M_R}{q}\right)' < 0.$$

*) Streszczony w „Technice Lotniczej", Nr. 4, str. 122. (Przyp. Red.).

wyjściowe. Stosownie do tego, według tej definicji granic, odpada wpływ odchylenia strugi. W ujęciu oryginalnym nie można się dopatrzyć w odnośnym miejscu żadnego twierdzenia dogmatycznego.

Prof. Dr. Ing. J. Kleinwächter.

Remarks upon the „Beitrag zur Bemessung des Höhenleitwerks"

Summary

The author puts in question the formulae and numerical values for stability and controllability coefficients of aeroplanes, which were given by Prof. Kleinwächter in a paper under the above mentioned title (Luftfahrt - Forschung, Bd. 13-1936, p. 138), a Polish translation of which was published in Technika Lotnicza (February 1938). According to this formulae the normal lift coefficient of the horizontal tail surface, and in consequence the controllability of the aeroplane, would decrease as the ratio of elevator area to horizontal tail area becomes greater; this is in contradiction with all known theoretical and experimental data.

The author further observes that the formulae take account of the influence of the downwash on the elevator efficiency in an unsufficient way. The adoption of $\frac{\partial}{\partial \alpha}\left(\frac{M_R}{q}\right)$ as a measure for the longitudinal stability of the aeroplane does not seem correct to the author, as this value increases with the size (M_R is the pitching moment due to the horizontal ail area, q the dynamic pressure, and α the angle of incidence). This value, according to the discussed paper, should not go beyond the limits 2 and 20 m³; the author of the Remarks finds this to be many times too small for large aircraft. Generally speaking, it is doubtful whether our knowledge enables us already to give designers accurate numerical requirements for the desired controllability of aircraft, as were given in the paper discussed.

Prof. Kleinwächter in his answer puts forward that his formulae were based on simplified assumptions; correct values can be found in a further paper by himself (Beitrag zur ebenen Leitwerkstheorie, Luftfahrt-Forschung, Bd. 15-1938, p. 127). The formerly given limiting values are due to the result of the statistical investigation of a great number of existing aircraft.

SPROSTOWANIE

W tłumaczeniach artykułów prof. Kleinwächtera (Technika Lotnicza, Nr 1 i 2) zauważono następujące omyłki druku:

str. 18, szpalta prawa, ostatni wiersz wzoru (2):
zamiast $m'.v$ powinno być $m'.v^2$

str. 50, szpalta lewa, w. 12 od góry:
zamiast F'_H powinno być F_R.

str. 50, szpalta prawa, po prawej stronie wzoru (2):
licznik ułamka zamiast λ powinien brzmieć 1.

str. 50, szpalta prawa, w. 7 od dołu:
zamiast „statecznie" winno być „stateczne"

str. 51, szpalta lewa, w. 22 od góry:
przy + 1 winien być wymiar ^{0}.

Krajowa Wystawa Lotnicza we Lwowie

Inż. Tadeusz Cyga-Karpiński

W szesnastu pawilonach na terenie Targów Wschodnich rozgościła się na przeciąg całego miesiąca Krajowa Wystawa Lotnicza, zorganizowana staraniem Lwowskiego Okręgu L.O.P.P. Bezpośrednim bodźcem do zorganizowania tej imprezy była prawdopodobnie chęć pokazania społeczeństwu w roku potrójnego jubileuszu: XX-lecia niepodległości, XV-lecia istnienia L.O.P.P. i X-lecia zorganizowanego w Aeroklubach sportu lotniczego — dotychczasowego dorobku polskiego lotnictwa. W myśl programu ustalonego przeszło pół roku temu wystawę podzielono na sześć wielkich działów, które miały w syntetycznym ujęciu zobrazować prace i osiągnięcia lotnictwa w zakresie: L.O.P.P. (dział II), lotnictwa wojskowego (dział III), przemysłu lotniczego i pomocniczego (dział IV), komunikacji lotniczej (dział V), sportu i turystyki lotniczej (dział VI), nauki i badań lotniczych (dział VII). Dział I, t. zw. ogólny, miał za zadanie zobrazowanie rozwoju lotnictwa, przedstawienie różnorodnych możliwości jego zastosowania i jego wpływu na szereg dziedzin twórczości ludzkiej — w zakresie międzynarodowym. Dział VIII został poświęcony prasie i literaturze lotniczej.

W sumie impreza była bardzo szeroko pomyślana, tak szeroko, że jej wykonanie w tych granicach nie było przy szczupłości stojących do dyspozycji organizatorów środków realizacyjnych możliwe.

Z przyczyn, których organizatorzy prawdopodobnie nie wzięli przy projektowaniu wystawy dostatecznie pod uwagę, a które są łatwo zrozumiałe, odpadł praktycznie udział lotnictwa wojskowego i instytucji techniczno-badawczych, a ograniczył się do skromnych rozmiarów udział przemysłu i komunikacji lotniczej. Mała atrakcyjność imprezy nie opartej na założeniach handlowych dla — siłą rzeczy — handlowo nastawionego i nie mającego dostatecznych funduszów propagandowych przemysłu lotniczego jest zapewne główną przyczyną jego skromnego udziału.

Trudniejsze do wytłomaczenia byłoby natomiast niedotrzymanie programowych obietnic zorganizowania działu historyczno-dydaktycznego w sposób dostatecznie przejrzysty i ciekawy, a zupełnie leżący w granicach możliwości organizatorów.

Dział prasy i literatury lotniczej nie został — szczególnie jeśli chodzi o reprezentowane w nim księgarnie wydawnicze — dostatecznie lotniczo potraktowany. Za zbędną dobudówkę wystawy uważałbym kwitnący na niej handel paliwem stałym do zapalniczek, klejem do porcelany itp.

Dobrze zorganizowany został dział L.O.P.P., jego bardzo ciekawe wykresy statystyczne, nagromadzone w dużych ilościach, działały jednak nieco nużąco i wymagały odprężającego uzupełnienia w innych działach.

W końcu ostatni zarzut — wystawa celem swym i poziomem powinna być dostosowana do potrzeb laika, którego ma wciągnąć dopiero w orbitę zainteresowań lotniczych. W związku z tym przydałby się między innymi pobieżny chociażby katalog wystawy, którego brak, nawiasem mówiąc, utrudnia pracę sprawozdawczą. Laik powinien być na wystawie prowadzony za rękę nie zaś puszczony samopas w puszczę nieznanych mu zagadnień. Więcej uporządkowanego materiału poglądowo-objaśniającego ogromnie by mu tę wędrówkę na nieznanym terenie ułatwiło.

A oto pokrótce etapy tej wędrówki, poczynając od głównego wejścia wystawy. Pawilon historyczny, zawierający kilkanaście plansz, które obrazują wydarzenia lotnicze, stanowiące kamienie milowe dziejów lotnictwa. Wzloty braci Montgolfier, Blancharda, balonów z czasów oblężenia Paryża w 1870 r., pierwszy sterowiec Zeppelina, próby wzlotów Lilienthala, pierwsze loty silnikowe braci Wright, Blériota — to historia na wystawie.

W szczuplutkim pawilonie poświęconym lotnictwu wojskowemu kilka zestawień charakterystyk samolotów naszych i obcych nastraja nas optymistycznie, po czym przechodzimy do pawilonu lotnictwa sportowego. Tu wystawiono, obok paru szybowców inż. Kocjana, dwa modele plastyczne szybowisk w Bezmiechowej i Ustianowej oraz szereg tablic i wykresów, pokazujących prace i osiągi szybownictwa. Zwracają uwagę pomoce naukowe wyrobu Romera z zakresu aerodynamiki.

W pawilonie sztuki znalazł pomieszczenie Dział I — Ogólny. Pamiątki lotnicze z obrony Lwowa i wojny 1920 r., fotografie naszych pierwszych asów lotniczych, karykatury lotnicze, plastyka lotnicza — wszystko to przywodzi na myśl tak niedawne i zarazem odległe czasy bohaterskie młodego polskiego lotnictwa. Obok stoiska firmy Bujak, wystawiającej materiały fotograficzne, aparaty projekcyjne itp., uwagę zwracają bardzo ciekawe zdjęcia lotnicze wykonane z wysokości 22 km (w czasie lotu stratosferycznego balonu amerykańskiego „Explorer") i na odległość ponad 500 km, wy-

konane na materiale fotograficznym Kodaka, specjalnie uczulonym na promienie podczerwone. Centralną salę tego pawilonu zajmują liczne eksponaty nadesłane na pierwszy konkurs fotografiki lotniczej. Kartografia i filatelistyka lotnicza oraz szereg modeli urządzeń lotniskowych, wodowisk, hangarów podziemnych i urządzeń radiogoniometrycznych wypełniają pozostałe sale tego pawilonu.

Obok małego pawiloniku oddanego do dyspozycji lwowskim krótkofalowcom i efektownego pawilonu zajętego przez eksponaty naszego przemysłu naftowego (wystawiają Polmin, Gazy Ziemne, Galicja, Małopolska z pięknie i wiernie wykonanymi modelami samolotów, Vacuum Oil Company) znajdujemy duży pawilon, zajęty przez przemysł lotniczy silnikowy. Królują tu, zajmując cały środek pawilonu nasze dwie wytwórnie silników: P.Z.L. Wytwórnia Silników i Avia. Z pośród eksponatów pierwszej nowością jest tylko licencyjny Pegaz XX, Avia zaś pokazuje obok swych dobrze znanych silników amortyzatory olejo-powietrzne, rozruszniki bezwładnościowe Avia-Eclipse (w przekroju) i wyrzutnik do bomb. Boczne stoiska zajmują wytwórnie pomocnicze, między innymi Steinhagen i Stransky, „Motolux", Gerlach, Liefeldt i Schiffner, Prodmetal i Milanówek.

W pawilonie komunikacyjnym Polskie Linie Lotnicze „Lot" demonstrują wygodę kabiny samolotu komunikacyjnego, dając jej przekrój poprzeczny w naturalnej wielkości. Poza tym pokazują śmigło dwuskok Hamiltona w przekroju, uwidaczniającym działanie mechanizmu sterującego, radiostację odbiorczo-nadawczą oraz ilustrują swą aktywność szeregiem tablic i wykresów. Na wielkim globusie pokazano sieć komunikacji lotniczej, opasującą kule ziemską.

Następny pawilon jest poświęcony instytutom badawczym lotnictwa: dorobek swój przedstawiają w nim Instytut Aerodynamiczny w Warszawie. Laboratorium Aerodynamiczne Politechniki Lwowskiej oraz Instytut Techniki Szybownictwa i Motoszybownictwa. Tu też wystawiono mały tunel aerodynamiczny Państwowej Szkoły Lotniczej i Samochodowej w Warszawie.

Z kolei następują dalsze pawilony przemysłu lotniczego i pomocniczego, zorganizowanego prawie całkowicie w Zrzeszeniu Polskich Przemysłowców Lotniczych. W pierwszym wystawiają: sprzęt elektryczny — firma ERA, lakiery lotnicze i cellony — Przetwórnia Olejów Roślinnych S. A. z Radomia, sklejki — Bracia Konopaccy, wyroby gumowe — firmy Piastów, Vulcanit, Sanok, Bracia Jaeger, opony lotnicze — firma Stomil, materiały stalowe i odkucia lotnicze — Wspólnota Interesów, Huta Pokój i Starachowice, materiały fotograficzne — firma Alfa.

W pawilonie przemysłu płatowcowego żadnych nowości; główną atrakcję stanowi zawieszony w pozycji plecowej (lotu na plecach) samolot PWS-26, któremu jednak, mniej atrakcyjnie, nie założono śmigła. Wystawiają tu poza tym: P.Z.L. Wytwórnia Płatowców — samoloty PZL-26 i P-llc, kilka modeli nowszych samolotów i kilka zespołów konstrukcyjnych (stateczniki, lotki, wieżyczka kar. m.) w stanie niewykończonym; Podlaska Wytwórnia Samolotów — drugi samolot PWS-26, niepokryty płótnem, dla pokazania konstrukcji, oraz kilka przyrządów montażowych; Doświadczalne Warsztaty Lotnicze — turystyczny RWD-13 i akrobacyjny RWD-10.

We wszystkich stoiskach jako uzupełnienie fotografie i modele niewystawionych samolotów. W towarzystwie płatowców ulokowała Wytwórnia Balonów i Spadochronów w Legionowie swój balon „Kościuszko" wraz z jego gondolą, jak też modele spadochronów i próbki tkaniny balonowej. Tu też został umieszczony motoszybowiec inż. Czerwińskiego, niedokończony samolot turystyczny Medweckiego „M9" i szybowiec typu „Komar".

Wielki pawilon centralny Targów Wschodnich pomieścił obok bardzo starannie urządzonej wystawy, obrazującej działalność L.O.P.P. na przestrzeni jej 15-letniego istnienia, także wystawy prac Sekcji Lotniczych na Politechnikach we Lwowie i Warszawie (projekty płatowców i silników), stoiska Związku Awiatycznego Studentów Politechniki Lwowskiej, Sekcji Lotniczej Studentów Politechniki Warszawskiej, Związku Polskich Inżynierów Lotniczych, oraz stoisko Studium Prawa Lotniczego niedawno utworzonego przy Uniwersytecie Lwowskim.

Długi szereg pawilonów wystawowych zamykają pawilony: prasy i literatury Lotniczej, oraz drugi pawilon lotnictwa wojskowego, w którym wystawione zostały eksponaty Centrum Wyszkolenia Lotniczego Nr 1, Szkoły Podchorążych Lotnictwa (Grupa Techniczna) i Instytutu Badań Lekarskich Lotnictwa. W tym ostatnim pawilonie wystawiono również szereg szybowców szkolnych, pracownię modelarstwa lotniczego i t. zw. kącik motoryzacyjny, w którym pracownia pomocy naukowych C.W.L. Nr 1, pozostająca pod kierunkiem mjr. Kondratiuka, pokazała kilka ciekawie pomyślanych modeli demonstracyjnych, obrazujących w sposób poglądowy zasady pracy silników, pracujących wg. cyklów Otto i Diesla.

W oddzielnym pawilonie w końcu wystawiono prace inż. Tańskiego oraz małe silniki inżynierów: Brzeskiego, Petera, Zalewskiego i Wallisa.

W sumie, mimo pewnych niedociągnięć, pożyteczna impreza dydaktyczna, która niewątpliwie pogłębi zrozumienie spraw lotnictwa, zwłaszcza wśród szerokich mas, a tym samym w znacznej mierze spełni cel wyznaczony jej przez przedsiębiorczych organizatorów.

Przegląd czasopism technicznych

Aerodynamika

Zagadnienia lotów na dużych szybkościach z uwzględnieniem ściśliwości powietrza. C. N. H. Lock. Siła nośna i opór płata zmieniają się znacznie z wzrostem względnej prędkości opływu. Zależnie od krzywizny, lokalna prędkość dźwięku może być osiągnięta w niektórych okolicach, podczas kiedy całość opływu jest jeszcze poddźwiękową. Gdy to się tylko zdarzy, postać opływu zmienia się zupełnie wskutek powstania nieciągłości (fale zderzenia). Wynikająca stąd zmiana w rozkładzie ciśnień jest przyczyną zauważonego spadku siły nośnej, podczas kiedy strata entropii w fali wraz ze zwiększonymi stratami w warstwie granicznej powodują zwiększenie oporu.

W wypadku opływu poddźwiękowego łatwo jest obliczyć lokalną prędkość w dowolnym punkcie obwodu zamkniętego (w idealnym ośrodku nieściśliwym), gdy znana jest prędkość w nieskończoności. Przy pewnych racjonalnych założeniach można obliczenie to rozciągnąć na wypadek ściśliwości, t. zn. można obliczyć najmniejszą prędkość w nieskończoności, która odpowiada lokalnej prędkości dźwięku w krytycznym punkcie obwodu. Ta minimalna prędkość została nazwana „prędkością krytyczną zderzenia" (shock stalling speed); stanowi ona granicę dla zakresu prędkości normalnych

„ERGE-MOTOR"
tel. 7929 i 8626 POZNAŃ ul. Mylna 38/40
Kosztorysy, cenniki i porady fachowe bezpłatnie
FABRYKA tłoków, pierścieni, sworzni i tulei cylindrowych do wszelkich motorów spalinowych
PRECYZYJNA SZLIFIERNIA cylindrów i wałów korbowych
Największe i najstarsze przedsiębiorstwo tego rodzaju w Polsce

samolotów. Ciekawym jest szczegół, że podczas gdy w opływie wyraźnie naddźwiękowym najlepsze profile są cienkie o ostrych krawędziach, w obszarze opływu mieszanego lepsze są zwykle kształty opływowe z zaokrąglonym przodem. Z ogólnego przeglądu zagadnienia autor wyciąga wniosek, że przy skanalizowanym chłodzeniu silników można by osiągnąć prędkości samolotów rzędu 800—960 km godz przy kształtach mniej albo więcej normalnych, bez wyraźniejszego wpływu ściśliwości.

W dyskusji nad odczytem wyrażono żal, że autor w bibliografii nie podał najważniejszej literatury niemieckiej i włoskiej. Journal of the Royal Aeronautical Society, March, 1938, str. 193—228, 22 rys.

Wykreślne badanie współczynników oporu i momentu hydrodynamicznego wodnoślizgowca z płatem i określenie najkorzystniejszego kąta zaklinowania płata względem pływaka. — Ezio Lorenzelli.

W artykule tym zbadano przebieg oderwania się wodnopłatowca. Autor wyznacza wykreślnie współczynnik oporu hydrodynamicznego zakładając znaną charakterystykę aerodynamiczną płata, obciążenie i szybkość. Poza tym określa kąt zawarty między cięciwą skrzydła i pływakiem, który przy pewnej szybkości daje najmniejszy opór całkowity. Otrzymane siły hydrodynamiczne pozwalają ustalić współczynnik momentu hydrodynamicznego względem danego środka ciężkości. W pierwszej części startu przy małej szybkości rozkład obciążenia zmieni się nieznacznie i moment hydrodynamiczny wynosi zero. Opór zaś hydrodynamiczny jest tu proporcjonalny do wyporności i obciążenia, a momenty konieczne dla zmiany kąta natarcia są bardzo duże. Jednakże trudno jest ustalić przebieg krzywej oporu całkowitego przy dużych szybkościach, kiedy wodnopłatowiec znajduje się już na stopniu i momenty konieczne dla zmiany kąta natarcia są małe.

Z podanych wykresów wynika, że minimalna szybkość na stopniu maleje wraz z zmniejszeniem się kąta zawartego między cięciwą profilu skrzydła i pływakiem. Oczywiście szybkość ta maleje także ze wzrostem siły nośnej i zwiększa się wraz z wydłużeniem skrzydła. Kąt natarcia pływaka wyznaczymy znając współczynnik siły nośnej przy różnych szybkościach i najkorzystniejszy kąt zawarty między skrzydłem i pływakiem. Poza tym możemy określić najlepszy kąt wychylenia klap, t.j. taki, który daje najmniejszy całkowity opór płatowca. W każdym wypadku korzystnie jest rozpocząć start z klapami zupełnie opuszczonymi i następnie wraz z wzrostem szybkości unosić je powoli, aż współczynnik szybkości osiągnie wartość np. 0,7 — 0,9 (dla przeliczonego przykładu), który pozwoli na oderwanie się wodnopłatowca.

Zatem dla danych aerodynamicznych współczynników skrzydła, steru wysokości i śmigła można wyznaczyć najkorzystniejsze położenie stopnia pływaka ze względu na środek ciężkości wodnopłatowca. Otrzymane wyniki zależą jednak w dużym stopniu od uproszczeń zastosowanych we wzorach jak i od dokładności rachunku wykreślnego. Artykuł posiada więc przede wszystkim znaczenie praktyczne, np. przy wstępnym projektowaniu pływaków wzgl. łodzi wodnopłatowców.

L'Aerotecnica XVIII, 1 (styczeń 1938), str. 64—77, 6 rys.

Lotnictwo stratosferyczne

Zagadnienia konstrukcyjne i mechaniczne w projektowaniu kabin doładowanych (ciśnieniowych). J. E. Younger. Jest to streszczenie badań laboratoryjnych nad kabinami z nadciśnieniem wewnętrznym, wykonanych w latach 1935 i 1936 w Wright Field. Wyniki tych badań posłużyły do ułożenia warunków technicznych na pierwszy samolot podstratosferyczny, Lockheed XC-35. Główna wartość tych badań jest ta, że niezależnie od zrealizowanego już rozwiązania konstrukcyjnego, będą one podstawą do wszelkich dalszych poczynań w tej dziedzinie. Journal of the Aeronautical Sciences, March 1938, str. 181—185.

Tendencja do zwiększenia wysokości eksploatacji w komunikacji powietrznej. W. B. Klemperer. Konstrukcyjne zagadnienia kabin ciśnieniowych łatwo dają się sprowadzić do znanych zasad i mogą być zaatakowane teoretycznie lub doświadczalnie, nie stanowiąc przeszkód w osiągnięciu dużych wysokości w komunikacji lotniczej. Wydaje się, że w bezpośredniej przyszłości lotów komunikacyjnych na większych wysokościach będziemy mieli do czynienia z rozwojem stopniowym: po pierwsze, dostarczanie tlenu załodze dla zapewnienia jej przytomności umysłu i ochrony przed szkodliwymi skutkami braku tlenu; następnie dostarczanie tlenu pasażerom; po trzecie, doładowanie kabiny do wyższego ciśnienia bez całkowitego doładowania silników; wreszcie kabina ciśnieniowa z silnikami doładowanymi. Powyższy rozwój pociągnie za sobą oczywiście stopniowy wzrost pułapu. Journal of the Aeronautical Sciences, March 1938, str. 186—188.

Coraz bliżej stratosfery. D. W. Tomlinson. Autor opisuje wyniki lotów doświadczalnych na dużych wysokościach na samolocie Northrop Gamma, z silnikiem Cyclone 500 KM i ze sprężarką napędzaną gazami wydechowymi. Celem prób było:

a) określenie najlepszej metody sterowania sprężarki dla pracy na wysokości 9000 m;

b) określenie rzeczywistego przyrostu prędkości z wysokością;

c) sprawdzenie prędkości obliczonej za pomocą pomiarów na wysokości 9000 m;

d) badanie meteorologiczne wysokości rzędu 9000 m (prędkość i kierunek wiatru u podstawy stratosfery).

Ponieważ powstały pewne wątpliwości co do dokładności redukcji prędkości wskazanych przez szybkościomierz na dużej wysokości, sprawdzono je za pomocą lotu na bazie trójkątnej na wysokości 9000 m, przy czym lot kontrolowano za pomocą radia. Wyniki potwierdziły metodę redukcji i wykazały zwiększenie efektywnej prędkości rzędu 36% w stosunku do lotu na poziomie morza przy tej samej mocy silnika. Przeloty na wysokości 9000 m wykazały, jak mało wiemy jeszcze o warunkach meteorologicznych na tych wysokościach. Autor zaleca podjęcie systematycznych badań. Journal of the Aeronautical Sciences, February 1938, str. 125—131.

Wytrzymałość

Obliczenie praktyczne jednolitych prętów stalowych, obciążonych mimośrodowo z uwagi na stateczność. Jerzy Gurguła.

Jak wiadomo równowaga prętów, poddanych ściskaniu mimośrodkowemu, może się stać niestateczna, gdy naprężenia przekraczają granicę sprężystości materiału. Zagadnieniem tym, postawionym teoretycznie przez Engessera, zajmowali się m. inn. Karman, Hartmann i Chwalla. Łączy się ono ściśle z zagadnieniem t. zw. niesprężystego wyboczenia prętów ściskanych osiowo. Stosowana metoda wykreślno-analityczna oparta jest na założeniu, że przekroje poprzeczne pręta pozostają płaskie poza granicą sprężystości, a związek między naprężeniami i odkształceniami jest taki sam, jak go przedstawia wykres, otrzymany doświadczalnie przy t. zw. próbie na rozciąganie i ściskanie. Dla różnych mimośrodów przyłożenia siły osiowej i różnych smukłości prętów dają się wyrachować krzywe naprężeń wybaczających, które w granicznym przypadku (mimośród zero) przechodzą w krzywą Eulera i jej przedłużenie (w stronę małych smukłości) — krzywą Karman'a. Chwalla przystosowuje wyniki, otrzymane dla prętów o przekroju prostokątnym, do przekrojów kształtowników i przekrojów złożonych, które dzieli na klasy, scharakteryzowane przez odpowiednie współczynniki. Wartości tych ostatnich odpowiadają dość dobrze ściślejszym obliczeniom Fritscha. Oczywiście, zreferowana przez autora artykułu teoria ściskania mimośrodkowego poza granicą sprężystości nie pretenduje do miana ścisłej już z tego względu, że opiera się na wykresie uzyskanym doświadczalnie; ten ostatni przybiera zgoła inną postać, gdy uwzględnić nierównomierność wydłużeń i miejscowe przewężenie pręta (szyjkę). Słownictwo, które stosuje autor artykułu, nasuwa zastrzeżenia.

Czasopismo Techniczne. 1938. Nr 4 i 5, str. 53 — 63 i 71 — 75.

Instalacje elektryczne

Urządzenia elektryczne w lotnictwie. Część I. Urządzenia elektryczne na samolotach. Czesław Sadowski.

Autor podaje opisy sprzętu elektrycznego, znajdującego się na dawnych typach samolotów jak Potez XXV, Fokker itp., a w większości wypadków niestosowanego już na samolotach nowszych konstrukcji.

Opis sprzętu, z wyjątkiem prądnic śmigiełkowych i regulatorów, potraktowany jest ogólnie, daje zatym tylko orientacyjny pogląd na samolotowe instalacje elektryczne. Treść: źródła prądu (prądnice i akumulatory), urządzenia rozdzielcze (regulator napięcia, tablice rozdzielcze), odbiorniki (oświetlenie, ogrzewanie, foto, radio). Opisu sprzętu nowoczesnego w artykule nie znajdujemy.

Pomorskie Wiadomości Techniczne. 1938. Nr 3. Str. 33 — 41.

Silniki — akcesoria

Elektromagnetyczny wtrysk paliwa.

Na ostatniej wystawie samochodowej w Mediolanie pokazano nowy system zasilania silników o niskiej kompresji, znany jako system Caproni-Fuscaldo. Zasadniczo wydaje się on być przeznaczony do silników lotniczych. Dużą jego zaletą jest to, że dając do 100 wtrysków na sekundę pozwala na znaczne podniesienie ilości obrotów silnika; podanej ilości wtrysków odpowiada 12000 obr/min. silnika czterotaktowego.

W skład opisanego w artykule urządzenia wtryskowego dla silnika czterocylindrowego wchodzą następujące części:

1) 4 wtryskiwacze elektromagnetyczne, które są zwykle montowane bezpośrednio do przewodów ssących poszczególnych cylindrów w takiej pozycji, by było zapewnione dobre zmieszanie rozpylonego paliwa z zasysanym powietrzem.

2) Napędzany przez silnik rozdzielacz elektryczny, którego zadanie polega na rozdzielaniu prądu z baterii do wtryskiwaczy.

3) Napędzana przez silnik pompa paliwowa, zasysająca paliwo ze zbiornika i tłocząca je do przewodu, prowadzącego do wtryskiwaczy.

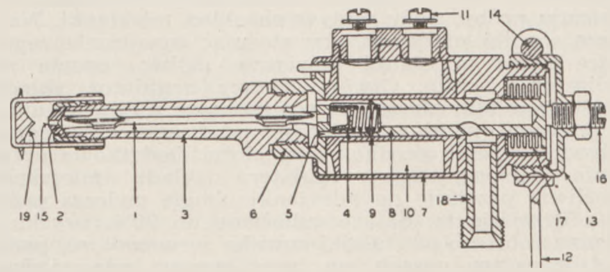
4) Automatyczny kompensator ciśnienia atmosferycznego, zawierający urządzenie typu mieszkowego; pod wpływem działającego ciśnienia atmosferycznego następuje zmniejszanie ilości wtryskiwanego paliwa proporcjonalnie do spadku ciśnienia atmosferycznego.

5) Przepustnica powietrza, uruchamiana ręcznie.

Dalszą zaletą omawianego systemu jest utrzymywanie stałego składu mieszanki przy wszelkich warunkach pracy silnika, ilość wtryskiwanego paliwa jest bowiem proporcjonalna do szybkości silnika i do ciśnienia atmosferycznego.

Zasadniczą i najciekawszą część urządzenia stanowi wtryskiwacz budowy zamkniętej. Wnętrze jego komunikuje się z przewodem, w którym znajduje się paliwo pod ciśnieniem. (Wytwarzane przez pompę ciśnienie jest stosunkowo nieduże, wynosi bowiem 5 — 6 kg/cm²). Znajdujący się wewnątrz wtryskiwacza zawór reguluje wtrysk. Jest on otwierany pod działaniem solenoidu, a zamykany sprężyną skoro przepływ prądu ustaje; bardzo małe waga i skok zaworu eliminują wpływ bezwładności. Paliwo z dużą szybkością opuszcza otwór wtryskiwacza, natrafiając na rozpylacz — dyfuzor, gdzie ulega rozpylaniu i zostaje kierowane do wnętrza cylindra.

Podany rysunek przedstawia przekrój wtryskiwacza typu o zmiennym wydatku. Automotive Industries, 12 March, 1938 r., str. 396—397, 4 rys.



1 — zawór wtryskiwacza. 2 — siedzenie zaworu. 3 — korpus wtryskiwacza. 4 — sprężyna zaworu. 5, 6, 7, 8 — części z żelaza miękkiego, tworzące rdzeń solenoidu. 9 — szczelina powietrzna. 10 — cewka. 11 — łącznik. 12 — dźwignia kontrolna. 13 — pokrywa gwintowana. 14 — sworzeń ściągający. 15 — otwór wtryskiwacza. 16 — nastawialna śruba dociskowa. 17 — mieszek, zapobiegający przeciekaniu paliwa z wtryskiwacza. 18 — rurka łącznikowa. 19 — rozpylacz dyfuzor.

Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych

KOMUNIKAT ZARZĄDU NR 5/38

Nowoprzyjęci członkowie:

inż. Henryk Brudnoch — Warszawa,
„ Tadeusz Figura — Warszawa,
„ Czesław Jerzy Kaczkowski — Warszawa,
„ Stanisław Połujan — Warszawa,
por. inż. Mieczysław Romicki — Warszawa,
inż. Tadeusz Świderski — Warszawa,
„ Stefan Żmigrodzki — Warszawa.

Urzędowanie w okresie letnim

Agendy Związku będą nieczynne w czasie od 1 lipca do 15 sierpnia.

Za Zarząd:
(—) E. Kosko, Sekretarz. (—) W. Challier, Prezes

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Kilka uwag o gaźniku automatycznym Claudel Hobsona (Master Control) wygłosił dnia 6 maja 1938 r. inż. Kazimerz Kamienobrodzki. Odczyt ten drukujemy w niniejszym zeszycie „Techniki Lotniczej". Poniżej podajemy streszczenie odczytu i dyskusji.

W ostatnich miesiącach ukazał się nowy gaźnik angielskiej firmy Claudel-Hobson, zwany „Claudel-Hobson MB". Gaźnik ten jest zautomatyzowany, podobnie jak lotnicze gaźniki angielskiej firmy SU i francuskiej Bronzavia [1]).

[1]) Zasadę i niektóre szczegóły konstrukcji automatycznych gaźników podawał w swoim odczycie dn. 30.IV.1937 r. inż. Rzeczycki, patrz T. N. L. r. 1937. Nr 5 (przyp. Red.).

RWD
DOSWIADCZALNE WARSZTATY LOTNICZE
WARSZAWA OKĘCIE 971-22

MŁOTOWNIA i ZAKŁADY MECHANICZNE
PARYSÓW
WARSZAWA, 27, Szosa Powązkowska
Telefony: 11-48-48, 11-34-80

Fabryka wyrobów kutych, prasowanych, tłoczonych i ciągnionych, produkuje ze stali zwykłych i stopowych, wszelkie części samochodowe i lotnicze w stanie surowym i uszlachetnionym czyli t. zw. surówki i odkucia przeznaczone do dalszej obróbki. :-: :-: :-:

Mimo stosunkowo złych wyników jakie otrzymano przy użytkowaniu automatycznych gaźników Claudel-Hobson obecna produkcja tych gaźników jest dość znaczna (kilkaset tygodniowo), niewystarczająca zresztą nawet na rynek angielski. Poza tym zostały sprzedane licencje na wyrób gaźnika do kilku krajów. Gaźnik powyższy obecnie przewidziany jest na silniki f. Bristol typu Pegasus XVIII, XX i XXVI. Ilość części składowych w gaźniku jest znaczna, przekracza 400 sztuk, ciężar wynosi około 15 kg. Cena jest wysoka, równa kosztom samochodu, mimo masowej produkcji i dużych seriach.

Następnie prelegent przystąpił do opisu ciekawszych elementów automatycznego gaźnika Claudel-Hobson. Gaźnik składa się z trzech zasadniczych części w jednym korpusie: 1) normalnego gaźnika, który daje mieszankę palną powietrze — paliwo, 2) samoczynnego regulatora składu mieszanki, 3) regulatora ciśnienia ładowania.

A więc do zwykłego gaźnika dodano tu dwa regulatory.

Opisując samoczynny regulator mieszanki (t. zw. Hobson-Penn, patrz Techn. Nowości Lotnicze Nr 7, 1935 r. — przyp. Red.), prelegent podkreślił następującą wadę tego urządzenia: regulator reaguje jedynie na zmianę ciśnienia powietrza otaczającego, natomiast nie uwzględnia wpływu zmiany temperatury, która ma, jak wskazują próby, duży wpływ na skład mieszanki. Najlepsze wyniki otrzymano by stosując urządzenie regulujące skład mieszanki powietrze - paliwo, oparte na analizatorze spalin. Otwór, łączący regulator składu mieszanki z atmosferą, jest umieszczony z tyłu gaźnika. co prelegent uważa za błędne, gdyż nie uwzględnia wpływu ciśnienia prędkości samolotu. Dodatkowe urządzenie samoczynnego regulatora składu mieszanki umożliwia przejście na mieszanki ubogie podczas przelotu. Przejście to, dające zubożenie do 20%, uzyskuje się przez obrót o 90° tulejki suwaka serwomotoru, przechodząc w ten sposób na inne otwory odpowiednio przesunięte. Urządzenie to ma tę wadę, że albo należy regulować gaźnik zbyt bogato przy normalnym użytkowaniu, albo przy wahaniu temperatury można przy przejściu na ubogą mieszankę trafić w strefę nieregularnej wadliwej pracy silnika.

W dalszym ciągu prelegent poruszył sprawę rozrzutu tolerancyj przy regulacji gaźników porównując gaźnik zwykły z gaźnikiem automatycznym, przy tym widzi pewne trudności przy regulacji tego ostatniego.

Przechodząc do omówienia regulatora ciśnienia ładowania prelegent podkreślił ulepszenie, wprowadzone od niedawna i na zwykłych gaźnikach Claudel-Hobson, polegające na zastosowaniu krzywki sterującej suwak regulatora — przez co dla wysokości mniejszych od nominalnej silnika, każdemu położeniu dźwigni pilota odpowiada jedno określone ciśnienia ładowania, bez ruchów jałowych. Omawiany automatyczny gaźnik natomiast wobec zastosowania trzech krzywek posiada nieznaczne ruchy jałowe dźwigni pilota.

Nieodłączną częścią automatycznego gaźnika jest skrzynka pilota, zawierająca dźwignie do sterowania gaźnika, która pozwala na prawidłowe sterowanie gaźnika, przy czym automatycznie zabezpiecza od ewentualnego niewłaściwego ustawienia dźwigien pilota, zagrażającego bezpieczeństwu pracy silnika.

Reasumując krytyczne uwagi o automatycznym gaźniku Claudel-Hobson prelegent stwierdza, że główne usterki tego gaźnika są:

1) nie uwzględnienie zmian temperatury wchodzącego do gaźnika powietrza,
2) brak dostatecznej precyzji wykonania mechanicznego tego gaźnika.

Inż. Jarmicki zapytuje, czy dla pewnej kategorii samolotów nie należało by stosować lotu przy ubogich mieszankach dopiero na wysokościach ponad 3.000 m, gdyż do tej wysokości każdy lot należało by traktować jako wznoszenie.

Dyr. Peter zapytuje, jak będzie się przedstawiać użytkowanie automatycznego gaźnika przy jednoczesnym zastosowaniu śmigła o stałych obrotach.

Inż. Challier odpowiadając inż. Jarmickiemu wyjaśnia, że lot przy ubogiej mieszance może się odbywać na każdej wysokości, lecz przy mocy przelotowej. W odpowiedzi prelegentowi wyjaśnia, że umieszczenie otworu łączącego samoczynny regulator składu mieszanki z atmosferą z tyłu gaźnika nie jest wadliwe, gdyż ciśnienie prędkości jest podczas lotu właściwie wielkością stałą, którą należy jedynie uwzględnić przy regulacji regulatora. Odpowiadając dyr. Peterowi wyjaśnia, że użytkowanie automatycznego gaźnika przy jednoczesnym zastosowaniu śmigła o stałych obrotach będzie wymagało zaopatrzenia pilota dla samolotów o dużych zasięgach w specjalnie sporządzone wykresy mocy przy różnych ciśnieniach ładowania i na różnych wysokościach.

Inż. Dostatni twierdzi, że posiłkowanie się wykresami, o których mówił inż. Challier możliwe jest w lotnictwie komunikacyjnym; w lotnictwie wojskowym jest to utrudnione ze względu na brak czasu podczas lotu. Najlepiej byłoby to rozwiązać przy pomocy dodatkowych krzywek sterujących.

Inż. Szal zapytuje, jak przedstawia się sprawa standardyzacji dysz gaźnika w f. Claudel — Hobson i z jaką dokładnością są wykańczane kanały poprawnika wysokościowego, gdyż doprowadzenie gaźnika do zupełnie dobrego stanu jest kosztowne

Prelegent wyjaśnia, że f. Claudel-Hobson nie sprawdza na maszynie depresyjnej całego gaźnika automatycznego, lecz tylko właściwy gaźnik, który jest wykonywany niezależnie od grupy regulatorowej gaźnika. Tolerancja przy próbach kanałów poprawnika wysokościowego jest dość duża, dochodzi do 8%. Co do stosowania standardowych dysz w gaźnikach jednej serii, zostaje obecnie w Anglii wprowadzana zasada stosowania kilku kompletów dysz standardowych. Zasada ta daje podobno dobre wyniki.

Inż. Rzeczycki stwierdza, że od pewnego czasu można zauważyć pewne obniżenie poziomu techniki angielskiej, prawdopodobnie na skutek gwałtownego wzrostu produkcji angielskich wytwórni lotniczych, spowodowanego koniecznością szybkiego dozbrojenia lotnictwa. Nasz przemysł lotniczy jest stosunkowo młody, zwłaszcza produkcja gaźników, przeto przy obecnej małej produkcji nie należy zdaniem mówcy zmniejszać wymagań odbioru gaźników. które zresztą dają duży zysk już przy odbiorach silników lub nawet przy ich użytkowaniu.

Inż. Werner zapytuje prelegenta na jakich samolotach są już stosowane gaźniki automatyczne.

Prelegent w odpowiedzi inż. Wernerowi wyjaśnia, że omawiany gaźnik automatyczny jest dotąd jeszcze w stadium prób na hamowni i w locie. Prelegentowi nie jest wiadome na jakich samolotach gaźnik ten jest obecnie zainstalowany.

Inż. Winecki: — Wobec trudności, jakie się napotyka przy przejściu na ubogie mieszanki podczas przelotu przy 67% mocy nominalnej silnika (Bristol), możnaby otrzymać żądane zubożenie drogą zastosowania specjalnych dysz kompensacyjnych. Najlepsze wyniki oczywiście otrzymałoby się przez zastosowanie urządzenia zubożającego opartego na wspomnianym przez prelegenta analizatorze spalin.

Znaczenie drewna jako surowca podstawowego w polskiej produkcji lotniczej wygłosił dnia 20 maja 1938 r. inż. Mieczysław Mioduszewski.

We wstępie prelegent zaznaczył, że tematem odczytu będzie zagadnienie stosowania drewna w produkcji płatowców (śmigieł) z pominięciem konstrukcji mieszanej, co nie ma bynajmniej na celu dyskwalifikowania tego typu konstrukcji.

Konstrukcja mieszana pod względem technicznym jest najbardziej celowa, bo posiada najwięcej możliwości, dając konstruktorowi pełną swobodę w najwłaściwszym wykorzystaniu całego zasobu lotniczych tworzyw tak metalowych, jak i drzewnych. W konstrukcji tego typu mogą być należycie uwzględnione zarówno charakter i warunki pracy poszczególnych elementów konstrukcyjnych, jak też prostota i łatwość procesów fa-

WYTWÓRNIA RADIO - TELETECHNICZNA
Inż. Michał Krzyżanowski
Warszawa, Marszałkowska 71, tel. 949-13
Elektryczne automaty bombardierskie własnych patentów. Liczniki strzałów do KM pilota. Zaczepy bombowe Tablice rozdzielcze Sygnalizacja i elektrotechnika samolotowa i t.p.

brykacyjnych. Poza tym prelegent oświadczył, że nie zamierza kwestionować pełnej technicznej wartości konstrukcji całkowicie metalowej, lecz, że będzie się starał wykazać, że konstrukcja drewniana, — a tym bardziej konstrukcja mieszana — pod względem technicznym nie ustępuje konstrukcji metalowej i że pierwszeństwo w stosowaniu surowca drzewnego w polskiej produkcji lotniczej nakazuje wzgląd na samowystarczalność i ekonomię w czasie pokoju, przede wszystkim zaś możność przystosowania produkcji opartej o drewno do potrzeb i warunków wojennych, co będzie bardzo trudne do osiągnięcia przy oparciu się o surowce metalowe.

I. Motywy zainteresowania się drewnem w lotnictwie.

Prelegent podał następujące przyczyny zajęcia się sprawą drewna w lotnictwie i poruszenia tej sprawy w gronie fachowców:

1. Wyniki pracy zespołu RWD, który dysponował prymitywnym warsztatem Sekcji Lotniczej K. M. St. Pol. Warsz. (później DWL), a mimo to szereg lotniczych sukcesów polskich na terenie międzynarodowym został osiągnięty właśnie na samolotach RWD, jak to przelot przez Atlantyk mjr. Skarżyńskiego i pierwsze miejsce w dwóch Challenge'ach.

2. Porównanie urządzeń warsztatowych i warunki pracy w PWS (1927) i w PZL (1933), które pozwoliło prelegentowi stwierdzić większą łatwość w opanowaniu procesów fabrykacyjnych przez rzemieślników przy wykonaniu samolotów drewnianych, niż metalowych.

3. Poważny udział samolotów drewnianych w międzynarodowych wystawach lotniczych i pokazach w Paryżu, Londynie i Mediolanie w latach 1936 i 37.

4. Kongres Inżynierów we Lwowie, na którym pomyślne rozwiązanie problemu samowystarczalności gospodarczej oraz ekonomii i racjonalizacji produkcji zostało uznane jako najistotniejszy i najpilniejszy nakaz. Na tym samym kongresie prelegent miał możność poznać nieistotną, jednak poważną przeszkodę w należytym rozwiązaniu zagadnienia samowystarczalnego zaopatrzenia w surowce naszego lotnictwa. Przeszkoda ta istnieje wskutek nieświadomości środowiska lotniczego o możliwościach polskiej produkcji drewna lotniczego, oraz nieświadomości leśników o możliwości stosowania tego drewna jako pełnowartościowego tworzywa konstrukcyjnego w lotnictwie. Jednym słowem nieporozumienie wynikłe z braku współpracy.

5. Kurs wiedzy wojskowej dla inżynierów w Warszawie przekonał prelegenta, że drewno ignoruje się nie tylko w zastosowaniu do konstrukcji lotniczej, ale nie bierze się go w ogóle pod uwagę przy układaniu bilansu potrzeb surowcowych na wypadek wojny. W zestawieniu surowców mob. drewno, jako takie dostało jedną honorową pozycję... opałową, a drugą ukrytą w surowcu pochodnym — celulozie. A gdzie się podziały choćby takie elementarne potrzeby materiałowe wojska, jak drewno na roboty pionierskie, na wozy, na koła do armat, na kolby broni ręcznej? W wykładzie lotniczym zaznaczono niemożność stosowania samolotów drewnianych, jako sprzętu bojowego. Niestety, były to autorytatywne wykłady — bezdyskusyjne.

6. Pominięcie drewna na II Kongresie Międzynarodowego Związku Badań Materiałów w Londynie (1937), gdzie tylko jeden odczyt został poświęcony drewnu, dla omówienia jego biologii — wykazało, że na szerokim świecie w środowisku panów materiałowców drewno też jest w niezasłużonej pogardzie.

7. Stosowanie przez Niemców i Włochów w produkcji lotniczej polskiego drewna nasuwa myśl, że może warto naśladować w tym względzie zachodnich sąsiadów i spróbować polskiego drewna z resztek, których jeszcze nie zdążono wyeksportować.

8. Nowe metody ulepszania drewna, opracowane za granicą na skalę przemysłową, pozwalają spodziewać się, że szereg niezaprzeczalnych wad drewna, utrudniających zastosowanie go jako bardzo odpowiedniego tworzywa lotniczego, da się obecnie w znacznej części, a może nawet całkowicie usunąć.

9. Opinie technicznej prasy angielskiej o celowości stosowania drewna w lotnictwie (The Aeroplane Nr 1386 i Flight Nr 1512 r. 1937), chociaż nie zawierają nowego materiału rzeczowego, jednak fakt, że anglicy, t. j. ludzie nie lubiący ryzykownych eksperymentów, tym zagadnieniem publicznie się zajmują, utwierdził prelegenta w przekonaniu o dojrzałości tego problemu. Wszystkie zresztą pro i contra podane w tych publikacjach może nawet bardziej pasują do warunków polskich aniżeli angielskich (np. obawa przed brakiem surowców metalowych na wypadek wojny).

10. Zgodność opinii licznego grona fachowców, co do istotnej doniosłości zagadnienia stosowania drewna w polskich konstrukcjach lotniczych, jaką prelegent stwierdził przeprowadzając szereg rozmów tak z badaczami, jak też z konstruktorami i warsztatowcami lotniczymi i leśnymi.

II. Powody przejścia produkcji lotniczej na surowce metalowe po wojnie światowej za granicą i w kraju.

1. Wysoki poziom techniczny przemysłu metalowego, przystosowanego do produkcji masowej i rozbudowanego w czasie wojny na skalę wielokrotnie przewyższającą zapotrzebowanie pokojowe w jego dotychczasowym rodzaju produkcji. Nic więc dziwnego, że przemysł ten chętnie oddał się na usługi produkcji lotniczej.

2. Wejście do produkcji lotniczej szerokich rzesz metalowców, usposobionych z natury rzeczy nieżyczliwie do surowców konkurujących z metalem (do „patyków").

3. Nastawienie szkolnictwa technicznego na wszystkich jego szczeblach na metal jako podstawowy surowiec konstrukcyjny.

4. Szybkie doskonalenie metali przez zwiększanie ich wartości właściwej (wytrzymałość/ciężar właściwy) co osiągnięto dzięki wprowadzeniu stopów lekkich, stali stopowych i obróbki termicznej.

5. Łatwość uzyskiwania wysokowartościowego i jednorodnego surowca metalowego na rynku wewnętrznym lub zewnętrznym, wskutek ożywienia wymiany międzynarodowej po wojnie (międzynarodowy liberalizm).

6. Oparcie w tym okresie zaopatrzenia wojska na samolocie lekkim i szybkim (myśliwskim), co współcześnie dawało zdecydowaną przewagę konstrukcji metalowej.

7. Brak konkurencji handlowej, spowodowany wymaganiem wysokiej specjalizacji przemysłu lotniczego i zbyt wielkie ryzyko ze względu na charakter produktu, który w razie dyskwalifikacji przez jedynego poważnego odbiorcę — wojsko — dla wolnego rynku handlowego przedstawiał jedynie wartość szmelcu.

8. Ponad to w Polsce daje się odczuć brak należytego zorganizowania i przystosowania do potrzeb i specjalnych wymagań lotnictwa produkcji leśnej (nieterminowość dostaw, nieodpowiednie selekcje materiału przeznaczonego dla lotnictwa, często uniemożliwiające całkowicie jego odbiór).

9. Brak własnych koncepcji produkcyjnych w państwowym przemyśle lotniczym przy jednoczesnym monopolu (co zostało podkreślone przez p. płk. Filipowicza na odczycie p. dyr. Cymy).

III. Powody częściowego nawrotu zagranicy do drewna.

1. Konieczność zdobycia samowystarczalności gospodarczej co zostało spowodowane trudnościami dewizowymi w czasie pokoju, a co ważniejsze — przewidywanymi trudnościami uzyskania odpowiedniej ilości surowców pochodzenia obcego na wypadek wojny, tym bardziej, że zapotrzebowanie na metale do innych celów produkcyjnych (poza lotnictwem) wzrośnie w czasie wojny wielokrotnie.

2. Osiągi samolotów drewnianych, które w wielu wypadkach dorównały, a nawet przewyższyły konstrukcje metalowe.

3. Opracowanie nowych, a skutecznych metod ulepszania drewna, stwarzające nowe możliwości w doskonaleniu konstrukcji drewnianych.

4. Szybkość wytwarzania samolotów drewnianych (szczególnie prototypów).

5. Taniość konstrukcji drewnianej.

IV. Próba analizy przeszkód w nawrocie do drewna w Polsce.

1. Dość powszechnie panujące uprzedzenie do drewna, odnoszące się głównie do:

a) trudności w konserwacji samolotów drewnianych,
b) niemożności osiągnięcia obecnie wymaganych znacznych szybkości.

2. Brak zainteresowania w przejsciu na nowy surowiec podstawowy tak ze strony użytkownika, tj. wojska, jak i ze strony producenta, tj. państwowego przemysłu lotniczego. Wyemancypowanie i wzmocnienie lotniczego przemysłu drzewnego musi być spowodowane przez czynnik nadrzędny, czuwający nad całokształtem polityki produkcyjnej.

3. Brak odpowiednich warunków do zainteresowania zagadnieniem i opracowania go przez instytucje naukowo badawcze, które powinny szukać nowych dróg rozwojowych i nowych możliwości w konstrukcji lotniczej. Ze względu na przeciążenie pracami bieżącymi, związanymi z obecnie użytkowanym materiałem, nie mogą zająć się należycie badaniami nad nowym materiałem, którego w dodatku nikt nie pożąda.

4. Brak zainteresowania ze strony producenta drewna, którego do niedawna głównym zadaniem było łatanie dziur budżetu, a obecnie utrzymanie równowagi bilansu handlowego Państwa, przy pomocy forsownego eksportu surowca drzewnego. Dla Naczelnej Dyrekcji Lasów Państwowych wynika poważny obowiązek obywatelski — sprawnego zaopatrzenia naszego lotnictwa w pierwszorzędny surowiec.

5. Brak czynnika nadrzędnego, prowadzącego i odpowiedzialnego za politykę surowcową całego Państwa.

V. Zasadnicze motywy stosowania drewna jako surowca podstawowego w polskiej produkcji lotniczej.

Motyw A: Doskonałość techniczna zapewniająca odpowiednią wartość użytkową (skuteczność bojową) samolotów drewnianych w porównaniu z metalowymi.

1. Cechy mechaniczne, fizyczne i wytrzymałość drewna oraz drewna ulepszonego w porównaniu z metalami. Wykresy porównawcze wartości właściwych (Techn. Lotn. Nr 1—38), przedstawione przez prelegenta, uwidoczniają, że tylko w wypadku ściskania drewno ustępuje metalom; na wyboczenie drewno jest 2 razy lżejsze od metali; na zmęczenie drewno jest odporniejsze ze względu na niski współczynnik sprężystości. Poza tym drewno aż do granicy sprężystości nie daje trwałych odkształceń.

Wady drewna.

a) Zmiana zawartości wody wpływa na zmianę wytrzymałości i pocenie się.

b) Niejednorodność struktury materiału.

c) Mała wytrzymałość na ściskanie w kierunku włókien.

d) Niszczenie przez grzyby i robactwo.

Sposoby usunięcia tych wad.

a) Zmianę wilgotności można częściowo usunąć przez powlekanie powierzchni ochronnymi lakierami i impregnację powierzchniową sztucznymi żywicami.

b) Niejednorodności można uniknąć, bardzo starannie sortując i dobierając materiał, ale jest to trudne.

c) Niska wytrzymałość na ściskanie nie da się zwiększyć prostymi sposobami.

d) Ochronę przed niszczeniem przez grzyby, robactwo i wpływy atmosferyczne, można osiągnąć w zupełnie wystarczającym stopniu przez impregnowanie żywicami sztucznymi i pokrywanie powierzchni lakierami ochronnymi.

Jednak najskuteczniej, w sposób radykalny, usuwa wszystkie wyżej wymienione wady t. zw. ulepszanie drewna, kórego jest szereg metod jak metoda „nasycania" i lepsza od niej metoda „sklejania", polegająca na sprasowaniu fornierów gr. 0,4 mm przełożonych filmem żywicznym (kaurit) przy temp. ok. 150° C. i ciśn. ok. 30 atm. Po tym zabiegu ciężar wł. zwiększa się ok. 40%, ale znaczniej wzrasta wytrzymałość drewna (poza rozciąganiem), a więc i jego wartość właściwa.

2. Zakres stosowania drewna w konstrukcjach lotniczych.

Z poszczególnych gatunków krajowego drewna lotniczego można wykonać wszystkie elementy konstrukcji płatowca, łącznie z pokryciem nie pracującym lub pracującym, oraz śmigło. Używając drewna ulepszonego na części pracujące na ściskanie, ścinanie, docisk (klocki) oraz na ramiona śmigieł nastawnych w locie otrzymamy oszczędność na ciężarze samolotu bardzo znaczną, przy zachowaniu wymaganej wytrzymałości.

Wytwórnie produkujące samoloty o konstrukcji drewnianej i mieszanej drewno stal (wojskowe):

a) angielskie — De Havilland, Airspeed, Percival Miles, Avro, Bristol;

b) włoskie — Savoia-Marchetti, Caproni, Piaggio, Cant, Macchi.

c) holenderskie — Fokker, Koolhoven.

Badaniami śmigieł z drewna ulepszonego o wielkiej średnicy i nastawnym skoku zajmuje się lotnictwo amerykańskie, zaś ang. wytwórnia w Weybridge przystąpiła do produkcji ramion śmigieł o zmiennym skoku z drewna ulepszonego. Oszczędność na ciężarze 35%, dobre tłumienie drgań.

3. Zalety konstrukcji lotniczych drewnianych w użytkowaniu.

a) Bezpieczeństwo: urazy od uderzeń o części konstrukcji kabin są słabsze, nie ma niebezpiecznych odprysków i rikoszetów przy trafieniu w samolot kulą, zaś przestrzelenie konstrukcji w mniejszym stopniu zmniejsza wytrzymałość.

b) Warunki pracy w locie na samolocie drewnianym szczególnie zakrytym, są znacznie lepsze z powodu znacznej izolacji wibracyjnej, dźwiękowej i termicznej.

c) Mniejsza skłonność do obmarzania głównie w początkowej decydującej fazie.

d) Naprawy. Naprawa uszkodzonych samolotów dokonuje się znacznie łatwiej i szybciej (taniej), dzięki: 1) łatwiejszemu dostępowi do części uszkodzonych (pokrycie sklejką lub płótnem), 2) prymitywności narzędzi i materiału wszędzie dostępnego (praca przy naprawie nie wymaga też wysokiej technicznej specjalizacji wykonującego ją), łatwiejszemu wykryciu uszkodzeń i usunięciu części uszkodzonych, gdyż uszkodzenie lokalizuje się (brak odkształtów). Wszystkie te zalety łatwości wykonania napraw są specjalnie cenne w warunkach polowych (bojowych).

e) Konserwacja. Zabiegi konserwacyjne posiadanymi środkami są proste i niemniej skuteczne, niż przy metalu (dural — korozja, stal — rdza), a przy stosowaniu drewna ulepszonego konserwacja prawie że staje się zbędna. W warunkach więc bojowych przy krótkim okresie użytkowania czy to wskutek zestrzelenia czy przestarzenia typu, trwałość konstrukcji drewnianych jest zupełnie wystarczająca.

4. Osiągi konstrukcji drewnianych i mieszanych.

a) Samoloty wojskowe: z zestawienia, w którym prelegent porównał samoloty o konstrukcji metalowej, drewnianej i mieszanej (drewno-stal) co do mocy, szybkości i ciężaru użytecznego wynika, że osiągi zarówno w kategorii samolotów bombardujących, jak i myśliwskich są dla wszystkich typów konstrukcji tego samego rzędu.

b) Samoloty cywilne:

Cant Z 506 jako komunikacyjny (całk. drewn. wodnosamolot), posiada 16 rekordów (11 szybkości, 2 odległości, 2 wysokości), wersja bombowa Cant Z 506 B.

Bristol 138 a — całk. drewn. do lotów wysokościowych, pułap 16.470 m.

De Havilland „Albatross", całk. drewn., do komunikacji transatlantyckiej na 42 osoby (luksusowy), szybkość przelotu 336 km, rozp. skrzydeł 32 m.

Caudron C. 460 zwycięzca Coupe Deutsch de la Meurthe 1935, w Ameryce Thompson Trophy z szybk. 425 km, szybkość nowa 506!

Motyw B: Samowystarczalność produkcji lotniczej przy stosowaniu drewna, jako surowca podstawowego.

Surowiec:

1. Zasoby krajowe drewna w porównaniu z rudami i węglem.

Stan 1.I.36. Powierzchnia lasów wynosi 22,0% w/g stanu na 1.I.1936 r. (dane w/g Małego Rocznika Statystycznego) — niestety powierzchnia ta w latach 1919 — 1935 zmalała o 623,4 tys. ha, tj. prawie o 10% (8.535 tys. ha). Dziwnie trochę wygląda nasza gospodarka leśna w porównaniu np. z Niemcami, u których zalesienie wynosi 27,5% i którzy mimo trudności dewizowych importują drzewo od nas (sosna, jesion i grab), a my poza eksportem do Niemiec wywozimy drewno do Anglii (sosna, jesion), do Italii (jesion i sosnę lotniczą), do Finlandii i Estonii (olchę i brzozę) oraz do całego szeregu państw masowo eksportujemy sklejkę lotniczą, brzozową i olszową. A jak się przedstawiają procentowo nasze zapasy najcenniejszych gatunków lotniczych, których się tak masowo wyzbywany.

Otóż sosny — 65,6%, świerku 11,8%, brzozy 6%, jesion oblicza się w setnych częściach proc., a brzoza

i olcha poza eksportem zajmują poważny procent w drewnie opałowym, część zostaje zużyta na produkcję dykt nielotniczych. Zanosi się na to, że jeżeli natychmiast nie zmienimy tej rabunkowej polityki, w krótkim czasie będziemy musieli przejść na produkcję sklejki lotniczej z drzew iglastych.

Na Kongresie Inżynierów we Lwowie inż. Klimkiewicz określił roczną produkcję drewna użytkowego w Polsce na ok. 12 miln. m³, z czego eksportujemy 4 miln. 40 tys. m³ (w tym wyrobów drzewnych tylko 170 tysięcy m³), a więc ⅓ całej produkcji, czy to zupełnie w porządku, zestawiając z prawie 10% ubytkiem zalesienia w ciągu 16 lat!?

Ostatecznie należy stwierdzić, że drewno w Polsce jest, tylko źle nim gospodarujemy.

2. Produkcja surowca i półfabrykatów:

a) Hodowla drzewa nie przedstawia żadnych trudności, ani ograniczeń, tak pod względem warunków klimatycznych jak i glebowych, ani pod względem urządzeń i robocizny, gdyż urządzenia są prymitywne i łatwo mogą być wyprodukowane w kraju, a robociznę może czerpać z olbrzymiego rezerwuaru naszej wsi.

Z produkcją surowca metalowego sprawa się przedstawia inaczej, urządzenia kopalni są drogie, technicznie wymagające dużych nakładów i długiego czasu na uruchomienie produkcji, a personel techniczny wymaga większego wyszkolenia i nie znajduje się na rynku w zbyt wielkiej ilości. Poza tym, jeśli chodzi o rudy metalowe, to posiadamy je w ograniczonej ilości, (na około 40 lat produkcji pokojowej) i pośledniej jakości— tak że samowystarczalność szczególnie w produkcji stali stopowych moglibyśmy zdobyć tylko drogą nagromadzenia olbrzymich zapasów, które nawet przy wysiłku bardzo dużym będą musiały być w razie wojny zużyte tam, gdzie bez metalu w żaden sposób obyć się nie można (fabrykacja broni, silników, tanków itp.). W ten sposób sprawę ujmują nawet anglicy, którzy są w znacznie lepszej sytuacji co do zasobów rud metalowych niż my.

b) Wytworzenie półfabrykatu. Zestawienie tartak, wytwórnia sklejki z jednej strony, zaś huta metalowa z drugiej strony jest tak oczywiste co do stopnia samowystarczalności, zarówno co do urządzeń, jak siły roboczej, że omawiać tego szczegółowo nie potrzeba.

3. Instalacje i urządzenia warsztatowe wytwórni lotniczej.

a) Co do budynków i urządzenia siłowni, to wytwórnia drewniana stoi na równi z metalową, dla obydwóch jest zachowany postulat samowystarczalności.

b) Co do obrabiarek i narzędzi dla produkcji drzewnej, to wyprodukowanie ich w kraju i z krajowych surowców możliwe jest w dostatecznej mierze, zaś dla produkcji metalowej, wzmożenie tej produkcji do zaspokojenia rynku metalowego na wypadek wojny przedstawia duże trudności.

4. Personel techniczny wytwórni lotniczej.

a) Wyszkolenie odpowiedniej ilości rzemieślników może być znacznie szybsze i tańsze niż metalowców, (potrzeba się tym tylko należycie zająć), także łatwiejsze jest wyuczenie rzemieślników innych branż drewnianych.

b) Wobec prymitywizmu i taniości narzędzi pracy możliwe jest zastosowanie na szeroką skalę chałupnictwa, co jest niemożliwe dla metalu.

c) Prostota procesów fabrykacyjnych pozwala na użycie na wypadek wojny dużej ilości kobiet.

Motyw C: Ekonomia produkcji i użytkowania samolotów drewnianych.

Przybliżone kalkulacje porównawcze kosztów urządzeń, surowca i robocizny.

a) Koszt produkcji łeśnej i półfabrykatu, z jednej strony las, tartak i wytwórnia sklejki, z drugiej zaś kopalnia rudy, węgla i huta stanowią dość wyraźny kontrast w cenie urządzeń, że cyfrowo udawadniać go nie trzeba. Wg. Małego Rocznika Statystycznego robocizna liczona na obszarze całego państwa w odniesieniu do robotników, zatrudnionych w przemyśle drzewnym kosztuje przeciętnie 40 gr za godzinę, w przemyśle metalowym 83 gr, a więc o 107% więcej.

b) Koszt produkcji samolotów drewnianych:

α) Koszt budynków i ogólny są te same w obydwu wypadkach.

β) Koszt zużywanej energii mechanicznej jest mniejszy przy produkcji drewnianej, ze względu na znacznie większą wydajność obrabiarek drzewnych (mniejsze opory skrawania).

γ) Koszt jednostkowy surowca przedstawia się w sposób następujący: (dla ułatwienia porównanie podano koszt tonny tak dla metali jak i dla drewna)

Drewno		Metale	
sosna	~ 600 zł za tonnę	stale stopowe	~ 7.000 zł —
jesion	~ 440 „ „	stopy lek. (dur)	~ 10.000 „
buk	~ 330 „ „	stal Nr 12	~ 2.000 „
sosna na dźwigary	~ 2.000 „ „		

Zakładając, że ciężar konstrukcji z obydwu tworzyw wypada ten sam (założenie to jest korzystne dla metalu) widzimy, że oszczędność na koszcie surowca jest przy drewnie bardzo poważna, nawet przy szerokim stosowaniu drewna ulepszonego (którego koszt jest większy od zwykłego).

δ) Koszt robocizny w wytwórni drewnianej przeciętnie wynosi 1.20 zł, w wytwórni metalowej (tej samej wielkości) wynosi 1.60 zł, czyli o 33% więcej.

ε) Koszt urządzeń warsztatowych, narzędzi i urządzeń pomocniczych dla warsztatu metalowego jest mniej więcej o 40% większy.

Podsumując wszystkie koszty, nie będzie przesadne jeżeli się przyjmie koszt samolotu drewnianego o 30% mniejszy od metalowego.

c) Koszt użytkowania i napraw:

α) Koszt użytkowania, a więc amortyzacji zależy od czasu użytkowania, który obecnie można przyjąć za ten sam dla obydwu rodzajów konstrukcji, gdyż jest on ograniczony raczej nowoczesnością sprzętu, niż jego trwałością (analogia do forsownej eksploatacji silników lotniczych). Zresztą trwałość starych maszyn poczciwych Fokkerów, Potezów i Hanriotów dotychczas latających, chyba dostatecznie rehabilituje pod tym względem konstrukcję drewnianą.

β) Koszt konserwacji można przyjąć ten sam, choć kontrola jej dla drewna jest łatwiejsza, a zabiegi konserwacyjne prostsze.

γ) Koszt napraw. Naprawy konstrukcji drewn. wobec łatwości dostępu, prostoty narzędzi i prymitywizmu materiałów, oraz szybkości wykonania są tańsze, o czym świadczą ryczałty naprawowe w parkach remontowych. Łatwość dokonania naprawy występuje przy konstrukcji drewnianej, szczególnie wybitnie w warunkach bojowych, gdzie trudno o specjalne narzędzia i wykwalifikowanych rzemieślników metalowych.

d) Koszta szkolenia personelu technicznego (pracowników fizycznych) nie będę omawiał osobno, gdyż można go uznać za funkcję kosztu robocizny (właściwie odwrotnie), o którym była już mowa.

e) Ważnym dla ekonomii produkcji jest czas wykonania prototypu i serii. Tak jeden, jak i drugi jest krótszy dla drewna, szczególnie wybitnie ta różnica występuje przy małej serii i przy budowie prototypu.

Motyw D: Łatwość przystosowania produkcji samolotów drewnianych do warunków i potrzeb wojennych.

1. Korzystne położenie obszarów leśnych na obszarze Państwa (dostateczna równomierność zalesienia — ilustrowana mapką zalesienia Polski), co zresztą można stopniowo jeszcze korygować. Położenie złóż rud i węgla jest wybitnie niekorzystne nad granicą Państwa i w skupieniu łatwym do atakowania.

2. Swoboda w terytorialnym rozplanowaniu i rozbudowaniu, łatwość rozdrobnienia wytwórni półfabrykatu tartaków i wytwórni sklejek (wytwórni drewna ulepszonego), stan obecny tego rozplanowania wskazuje pewną równomierność.

3. Możność decentralizacji przez rozdrobnienie produkcji samolotów drewnianych na małe wytwórnie, ze względu na małą wrażliwość wydajności wytwórni drewnianej na wielkość serii.

4. Możność wielokrotnego wzmożenia produkcji drewna lotniczego, półfabrykatu i samolotów drewnianych przez:

a) użycie surowca eksportowego (dla metalu jest to niemożliwe, gdyż surowca eksportowego nie ma).

b) użycie drewna, urządzeń warsztatowych i personelu z produkcji pokojowej w przemyśle meblowym i budowlanym — konieczność przyszkalania tych przemysłów w czasie pokoju przez udzielanie okresowych zamówień próbnych (dla metalu jest to nierealne ze względu na konieczność zatrudnienia wielkiej ilości warsztatów na inne cele produkcyjne — wojenne).

c) możność uzyskania wyłączności w zużywaniu drewna gatunków lotniczych, gdyż te właśnie innym przemysłom wojennym nie będą potrzebne (dla metalu jest to niemożliwe dla przyczyn jak w b).

d) możność szybkiej rozbudowy urządzeń wytwórczych ze względu na ich prostotę, taniość (co zresztą w czasie wojny nie odgrywa roli) i bardzo wydajnych.

Wnioski

Ponieważ z tej pobieżnej analizy zagadnienia wynika, że zastosowanie w Polsce drewna, jako podstawowego surowca w produkcji samolotów zapewnia:

a) odpowiednią wartość użytkową (skuteczność bojową) sprzętu lotniczego;
b) samowystarczalność produkcji lotniczej;
c) ekonomię i wzmożoną wydajność produkcji lotniczej oraz
d) łatwość przystosowania tej produkcji do warunków i potrzeb wojennych

należy uznać jako pilną potrzebę:

1. Sformułowanie zasadniczych i obowiązujących wytycznych polityki surowcowej na najbliższą i na dalszą przyszłość, co powinno być dokonane po gruntownym opracowaniu tego problemu w skali ogólnych potrzeb Państwa, przy udziale wszystkich zainteresowanych i kompetentnych czynników tak wojskowych jak i cywilnych — fachowych (państw. i społeczn.).

2. Utworzenie stałej komórki organizacyjnej — fachowej, która opracowała by plan i technikę zrealizowania tych wytycznych oraz miała by stałą pieczę nad wykonaniem tego planu, koordynując prace poszczególnych wykonawców planu i dbając jednocześnie o zgodność tych prac z aktualnymi potrzebami i możliwościami całego gospodarczego organizmu Państwa.

Inż. *R. Romicki* uważa, że podobnie jak anachronizmem byłaby dziś dyskusja na temat, czy do budowy zarówno wielkich okrętów i łodzi podwodnych, jak i mniejszych żaglowców i łodzi należy stosować drewno, czy metal — tak też bezprzedmiotowa jest dyskusja nad tym, któremu z tych tworzyw należy dać pierwszeństwo w budowie samolotów. Każde z nich ma swój właściwy zakres zastosowania. Np. ani wielkich ciężkich samolotów, ani małych samolotów myśliwskich, w których w małej objętości trzeba pomieścić wiele rzeczy, nie można budować z drewna, które natomiast doskonale nadaje się do budowy mniejszych samolotów. Łatwo wykazać, że skrzydła (bo dla większych samolotów można mówić chyba tylko o skrzydłach) drewniane przy większych rozpiętościach i obciążeniach na m^2 będą cięższe, niż skrzydła z duralu lub stali wysokowartościowej. Wystarczy porównać stosunek ciężarów dźwigarów drewnianych i duralowych przy tym samym obrysie dźwigarów i tym samym momencie zginającym. Przekonamy się, że stosunek ten zawsze niekorzystny dla drewna — w miarę wzrostu momentu zginającego staje się coraz gorszy wskutek powiększania się wypełnienia obrysu dźwigara. Dane, na które powołał się prelegent, przedstawiające ten stosunek w świetle korzystnym dla drewna, są błędne, gdyż opierają się na wynikach, otrzymanych dla przekrojów pełnych z drewna o b. dużej wytrzymałości na zginanie (1000 kg/cm²). Dla otrzymania jak najmniejszego ciężaru konstrukcji drewnianej, pracującej na zginanie, należy utrzymać jak najmniejsze wypełnienie, a więc przy danym momencie zginającym jak największą szerokość konstrukcji pracującej. Przy pewnej wielkości obciążenia prowadzi to do konstrukcji trójdźwigarowej, przy jeszcze większej — do kesonu. Ale konstrukcję kesonową, w której trzeba porobić otwory na pomieszczenie podwozia, bomb, zbiorników paliwa itd., trudniej będzie wykonać w drewnie, niż w metalu.

Względy zaopatrzenia również wcale nie przemawiają zdecydowanie za drewnem. Dzisiaj w czasie pokoju trudno jest o otrzymanie dobrego drewna lotniczego, a podczas wojny trudności szybkiego uzyskania wielkich ilości dobrego suchego drewna napewno nie będą mniejsze, niż trudności zaopatrzenia się w dural, zwłaszcza, że dużo łatwiej jest przechowywać duże zapasy metalu, niż drzewa, a poza tym metal daje się lepiej wykorzystać, niż drzewo, które daje dużo odpadków.

Inż. *Challier* jest zdania, że przedwczesne było by mówić o zdecydowanym przejściu na konstrukcję drewnianą, należy jednak prowadzić systematyczne studia nad możnością zastosowania drewna do budowy samolotów. Nie można a priori dawać pierwszeństwa metalowi ani drewnu, ale tworzywa trzeba traktować równolegle. W zestawieniach porównawczych samolotów prelegent nie podał udźwigu w procentach ciężaru całkowitego, była by to najodpowiedniejsza miara dobroci i lekkości konstrukcji samolotu. Co do włoskich wytwórni, o których była mowa, to jedynie Savoia stosuje drewno na większą skalę i to z gorszymi osiągami, niż np. metalowa Breda. Pomimo demonstrowanych statystyk, które jednak są niezbyt pewne, konstrukcja metalowa jest w stanie zapewnić samolotom na ogół lepsze osiągi, niż drewniana. Jak będzie w przyszłości, gdy badania doprowadzą do stosowania nowych elementów — nie wiadomo. O ile chodzi o śmigła, to nie słychać, by w użyciu były już śmigła nastawne w locie o drewnianych łopatkach. Z zaopatrzeniem w stopy lekkie na wypadek wojny mogło by nie być tak źle, gdyby pomyśleć zawczasu o węgierskich boksytach, jako o rudzie wyjściowej do krajowej produkcji glinu. Porównanie trudności wykonania i cen produkcji, podane przez prelegenta, nie jest słuszne, gdyż zastosowanie drewna ulepszonego znacznie skomplikuje pracę i zwiększy koszt produkcji. Co do konstrukcji mieszanej, to natrafia ona pod względem zaopatrzenia na te same trudności, co i czysto metalowa, gdyż wymaga sprowadzania surowca z zagranicy.

Przedstawiciel Dyrekcji Lasów Państwowych, nawiązując do porównania, użytego w odczycie, uważa, że należy raczej zestawić drwala z górnikiem; porównanie to mówi za siebie, jeżeli weźmiemy pod uwagę, że do przygotowania surowca metalowego potrzebne są jeszcze zabiegi hutnika. Liczenie na dowóz rud z Węgier, o czym wspomniał przedmówca, może łatwo zawieść w razie wojny.

Płk. *Karpiński* wyjaśnia, że zagadnienie stosowania drewna do konstrukcji polskich samolotów jest już w opracowaniu; jedna z wytwórni podjęła się badań i prób w tym kierunku. Prelegent odpowiada, że o tych wysiłkach wie, lecz że chodzi mu głównie o stworzenie atmosfery ogólnego zainteresowania, a nie odosobnionych usiłowań.

Por. inż. *Jaworski* wskazuje na fakt, że pomimo lepszego stanu zalesienia i lepszej jakości drewna w Niemczech, nie spotyka się tam prawie wcale konstrukcji drewnianej. Na podstawie swych doświadczeń w warsztatach parkowych mówca zapewnia, że remont konstrukcyj drewnianych nie jest łatwiejszy i wymaga równie wykwalifikowanego robotnika, jak przy konstrukcjach metalowych, natomiast czas trwania remontu samolotu drewnianego jest prawie dwa razy dłuższy ze względu na klejenie. Nie tak łatwo będzie przyuczyć zwykłych stolarzy meblowych do roboty lotniczej, gdyż wysoka precyzja, jakiej wymaga wykonanie samolotu, kwalifikuje do tego raczej stolarzy najwyższej kategorii, t. zw. fortepianowych. Fakt przejścia wytwórni Fokkera na licencje amerykańskich samolotów metalowych pomimo ogromnego doświadczenia w zakresie produkcji drewnianej przemawia na korzyść metalu. Co do Włoch, to w jednej z ostatnich swych mów Mussolini zapowiedział nawrót do produkcji samolotów metalowych. Włochy zresztą nie posiadają własnych zasobów drewna lotniczego.

Inż. *Kosko* uważa, że odpowiedź na pytanie metal czy drewno zależy przede wszystkim od wielkości samolotu. Powyżej ciężaru całkowitego 8 ton, stosuje się niemal wyłącznie konstrukcje metalowe, poniżej 3 ton — drewniane, a w granicach od 3 do 8 ton bywa rozmaicie. Można to uzasadnić tym, że w małych samolotach przekroje metalowe wypadły by zbyt cienkie i pracowały by niekorzystnie ze względu na niestateczność konstrukcji; w wielkich samolotach niekorzystnie pracowały by duże przekroje drewniane, jak to już zaznaczył inż. Romicki.

Dr. inż. *Neumark* jest zdania, że jeżeli produkcja drewnianych samolotów miała by wpłynąć na rozwój chałupnictwa, to dla tego samego nie należy jej popierać, gdyż chałupnictwo jest hańbą naszych stosunków społecznych. Uważa eksport drzewa za zło ko-

nieczne, bo tylko przez wywóz surowców możemy zdobyć niezbędne dewizy; stan ten może stopniowo poprawiać się w miarę podniesienia gospodarczego poziomu kraju, a zwłaszcza przejścia na produkcję szlachetniejszych wyrobów, co osiągnąć można tylko przez intensywny wysiłek mózgów i rąk.

Dyr. inż. *Rosinkiewicz* stwierdza, że pomimo niewłaściwej gospodarki leśnej, ilość drewna nadającego się do produkcji lotniczej jest więcej niż wystarczająca i może pokryć w jednym roku zapotrzebowanie stukrotne jednej wytwórni. Brak racjonalnej sprzedaży, sortowania gatunków itp. niedociągnięcia stwarzają dla wytwórni lotniczych duże trudności w zaopatrywaniu w surowiec drewniany. Samowystarczalność krajowa pod względem drewnianym będzie jednak złudzeniem, dopóki klej do produkcji sklejki musimy sprowadzać. Temu jednak łatwo będzie można zaradzić. Jak dotychczas, nie prowadzono żadnych systematycznych studiów nad konstrukcją drewnianą. Studia te już wkrótce zapewne doprowadzą do pozytywnych wyników.

Na zakończenie zabrał głos prelegent. W okrętownictwie sprawa stosowania drewna nie jest tak bezprzedmiotowa, jak to uważa inż. Romicki; jako przykład pewnych nowych możliwości można wymienić drewnianą konstrukcję okrętów ścigaczy. W lotnictwie udane konstrukcje wielkich transportowców, jak Albatros, Savoia S-83 o wielkiej rozpiętości (32 m) i poważnym obciążeniu na m² (169 kg) wskazują, że skala wielkości konstrukcji drewnianej nie jest wcale taka mała. Choćby jedna udana konstrukcja samolotu bombowego drewno-stal Savoia S-79, którą inż. Romicki i inż. Challier uznają, dowodzi, że z drewna można budować, tylko trzeba chcieć i umieć. Co do danych wytrzymałościowych należy zaznaczyć, że odnosiły się one do prób tworzywa, a nie do wytrzymałości kształtu konstrukcji. Mimo, że nie zostały w odczycie uwzględnione dane dotyczące wartości udźwigu, to należy stwierdzić, że procentowa wartość udźwigu samolotów drewnianych naogół nieznacznie ustępują udźwigowi samolotów metalowych, wynosi mianowice około 35% (Piaggio P-32 — 38%).

Niemcy podeszli do rozwiązania problemu samowystarczalności surowcowej w lotnictwie od strony duralu, który jak wiadomo jest obecnie ich narodowym metalem, drewno zaś w Niemczech przeznaczone jest do innych celów w zaopatrzeniu wojennym. Spostrzeżenia inż. Jaworskiego, oceniające remont konstrukcji drewnianej, można uważać za indywidualne, gdyż opinie innych fachowców w tej dziedzinie są odmienne. Statystyki osiągów samolotów, tak metalowych jak i drewnianych, są oparte na danych z wystaw lotniczych, a więc stopień ich dokładności jest identyczny i dla porównania wystarczający.

W odpowiedzi dr Neumarkowi prelegent zaznacza, że nie chałupnictwo jest hańbą narodową Polski, ale wyzysk chałupników, który pewne elementy bezkarnie uprawiają. Wywóz z Polski drewna nie jest koniecznością państwową, gdyż rozpatrując bilans handlowy widać, że zamiast wywozić drewno możnaby z niego produkować celulozę wiskozową jako zastępczy materiał włókienniczy, a to pozwoliłoby na poważne ograniczenie importu bawełny.

Co do posiadania dostatecznych zasobów drewna lotniczego nie ma wątpliwości, jednak jest to wartość raczej potencjalna, chodzi więc o jej uaktywnienie.

Na zakończenie prelegent oświadczył, że z powodu spóźnionej pory nie może bardziej wyczerpująco wszystkim zabierającym głos w dyskusji odpowiedzieć, liczy jednak na to, że w następnych odczytach (drzewnego cyklu) specjaliści omówią techniczne szczegóły zagadnienia.

Streszczenie poglądowe zagadnień fizjologicznych w lotach stratosferycznych wygłosił dn. 27 maja 1938 r. dr Władysław Dybowski.

Kierunki rozwojowe w konstrukcji samolotów drewnianych wygłosił dn. 10 czerwca 1938 r. inż. Zbigniew Leliwa-Krzywobłocki.

O sztucznych żywicach i ich zastosowaniu w lotnictwie wygłosiła dn. 17 czerwca 1938 r. inż. Urszula Dębska.

Streszczenia tych odczytów wraz z dyskusją umieścimy w następnym zeszycie „Techniki Lotniczej".

Nowe wydawnictwa

THEORY OF ELASTIC STABILITY przez S. P. Timoshenko. Londyn — Nowy Jork 1936. Mc Graw Hill Book Co. XVI + 518 str. 8⁰. Cena 36 sh.

DIE KNICKFESTIGKEIT VON STAEBEN UND STABWERKEN przez J. Ratzersdorfera. Wiedeń, 1937. J. Springer. X + 322 str. 8⁰. Cena RM 28,80.

KNICKUNG KIPPUNG BEULUNG przez Fr. Hartmanna. Lipsk — Wiedeń 1937, Fr. Deuticke. VIII + 201 str. 8⁰. Cena RM 18,40.

Zagadnienie stateczności równowagi sprężystej, aczkolwiek podjęte przed dwustu laty, nabrało właściwego znaczenia dopiero z chwilą zastosowania stali jako materiału budowlanego. Wysunęło się ono na pierwszy plan przy projektowaniu konstrukcji lotniczych, w których przeważają elementy smukłe i cienkościenne. Potrzeby praktyki w tym zakresie wywołały istną powódź prac teoretycznych i doświadczalnych, co doprowadziło w rezultacie do powstania osobnego działu statyki, traktującego o stateczności równowagi sprężystej (prętów, płyt, powłok). Widocznie nastąpił już moment ujęcia bogatego różnojęzycznego materiału w jednolitą całość, gdyż w ciągu ostatnich lat ukazało się niezależnie kilka książek, poświęconych w całości wykładowi teorii stateczności.

Z dzieł tych, różniących się ujęciem i zakresem omówionego materiału, wysuwa się na pierwszy plan książka T i m o s z e n k i. Wejdzie ona zapewne w skład biblioteki podręcznej wielu techników, gdyż, jak wszystkie dzieła cenionego autora, odznacza się jasnym i ścisłym wykładem oraz bogatą i starannie opracowaną treścią. Autor z właściwym sobie umiarem wybiera z literatury światowej wszystko, co niechybnie stanie się trwałym dorobkiem statyki; zadanie tym trudniejsze, że podręcznik uwzględnia prace z lat ostatnich. Cały materiał podzielony został na trzy wyraźne działy, poświęcone kolejno stateczności prętów, płyt i powłok. Rozdział pierwszy omawia belki, poddane zginaniu w połączeniu ze ściskaniem podłużnym; rozpatrzone zostały belki proste o różnych typach utwierdzenia końców, belki ciągłe oraz belki zginane mimośrodkowo poza granicą sprężystości (teoria Karman'a i Chwalli). Podobny układ posiada rozdział drugi, poświęcony wyboczeniu prętów prostych; specjalną uwagę zwraca tutaj jasne przedstawienie Misesowskiej teorii wyboczenia ustrojów prętowych. Również zagadnienie wyboczenia niesprężystego potraktowane zostało krytycznie i bez pewnego mistycyzmu, od którego nie jest wolna omówiona niżej książka Hartmanna. Nie bez słuszności autor kładzie nacisk na znaczenie prób doświadczalnych, którym poświęcony został następny rozdział. W rozdziale czwartym podana została teoria wyboczenia prętów krzywych i pierścieni.

Część książki, traktującą o równowadze prętów, zamyka rozdział o wyboczeniu poprzecznym (zwichrzeniu); wyczerpująco przedstawiono wszystkie przypadki zwichrzenia, powstające przy zginaniu i skręcaniu.

W drugiej części książki, poświęconej stateczności płyt, autor omawia zginanie i wyboczenie płyt, poddanych działaniu sił stycznych i ściskających, przy różnych warunkach oparcia krawędzi. Dla konstruktorów lotniczych najciekawsze są dwa końcowe rozdziały książki, traktujące o zginaniu i wyboczeniu powłok w kształcie walców kołowych. Przedstawiono tutaj teorię wyboczenia walców cienkościennych, ściskanych podłużnie oraz skręcanych; dość krótko poruszono kwestię wyboczenia powłok, usztywnionych podłużnicami. Liczne wykresy i fotografie z prób czynią książkę Timoszenki użyteczną również dla praktyków, jakkolwiek sumienne jej przestudiowanie wymaga znajomości teorii równań różniczkowych o pochodnych cząstkowych.

Książka R a t z e r s d o f e r a porusza szczuplejszy krąg zagadnień, gdyż ogranicza się do omówienia

stateczności równowagi prętów i ustrojów prętowych. W pierwszym rozdziale autor omawia wyboczenie sprężyste i niesprężyste prętów o stałym przekroju. Podano tutaj rozwiązanie ścisłego równania Eulera i rozpatrzono różne przypadki obciążenia podłużnego i oparcia końców prętów (zwraca uwagę teoria wyboczenia prętów, opartych na przegubach osiowych, według Fillungera). Bardzo szczęśliwie ujmuje autor kwestię wyboczenia niesprężystego, gdyż podkreśla wyraźnie jej podłoże doświadczalne i ogranicza teorię Engessera do roli pożytecznej hipotezy roboczej. Rozdział drugi omawia zginanie mimośrodkowe w granicach sprężystości materiału i poza nimi. Teoretyków zainteresują rozwiązania ścisłych równań linii ugięcia. Dwa końcowe rozdziały pierwszej części książki poświęcone są wyboczeniu prętów o zmiennym przekroju, wyboczeniu pod wpływem obciążenia podłużnego, rozłożonego jednostajnie, oraz wyboczeniu prętów na podłożu sprężystym.

W drugiej części książki autor przedstawia własną teorię stateczności ustrojów prętowych (opracowaną przed kilkunastu laty wespół z R. Misesem). Ta część książki jest niewątpliwie najciekawsza, z uwagi na autorytet autora. Po przedstawieniu ogólnych kryteriów stateczności, podano szczegółowe rozwiązania szeregu ustrojów płaskich i przestrzennych, izo— i hiperstatycznych. Wyboczeniu ustrojów kratowych przeciwstawione jest wyboczenie ustrojów ramowych w tym sensie, że dla wyboczenia kratownic (węzły przegubowe) miarodajna jest wydłużalność prętów, podczas gdy dla wyboczenia ram — sztywność prętów (z uwagi na ich niewielką smukłość). Połączenie obu tych założeń doprowadza do stworzenia ogólnej teorii stateczności ustrojów prętowych.

Mniej szczęśliwie pomyślana została książka H a r t m a n n a, poświęcona całokształtowi zagadnień stateczności sprężystej. Przeznaczona w pierwszym rzędzie dla praktyków (liczne przykłady liczbowe) nie jest wolna od zabarwienia subiektywnego i miejscami nieścisłości. Główny nacisk położony został na teorię wyboczenia niesprężystego (autor jest znany z licznych prac w tym zakresie), o której traktuje pierwsza połowa książki. Przedstawiono obszernie teorię Engessera, Kármána, Chwalli i autora; brak jednakże wyraźnego podkreślenia, że jest ona oparta na doświadczalnych wykresach prób wytrzymałościowych. Ciekawie omówiono kwestię wyboczenia prętów złożonych; podano sposób obliczenia sił w nakładkach i kracie wiążącej.

Mniej zajmujące są dla konstruktora lotniczego rozdziały, poświęcone sprawom wyboczenia elementów dźwigarów mostowych. Druga połowa książki traktuje o wyboczeniu poprzecznym (zwichrzeniu) oraz stateczności płyt, dość zresztą pobieżnie. Zaletą książki Hartmanna jest niewątpliwie przystępny wykład i liczne przykłady. *N.*

L'ALIMENTATION en COMBUSTIBLE des MOTEURS D'AERONAUTIQUE par le SYSTEME AM. przez Basile Demtchenko, Docteur ès Sciences.

Paris 1937. Gauthier — Villars, 240 str. Cena 90 fr.

Bardzo rzadkim zjawiskiem jest udostępnienie czytelnikowi wyników badań, prowadzonych w laboratoriach przemysłowych. — Do wyjątków należy m. inn. firma AM, wykonująca instalacje paliwowe dla lotnictwa. Jest to szczególnie ważne w okresie głębokiej ewolucji w tej dziedzinie techniki. — Wielkie szybkości, wielkie zasięgi i wysokie, a nawet b. wysokie pułapy wysuwają szereg nowych zagadnień w dziedzinie zasilania paliwem silników lotniczych.—Rozwiązania oparte na samej praktyce, na doświadczeniu, opartym jakże często na „przybliżonej" ocenie „na oko" przestały już dawno wystarczać. — Teoria stała się koniecznością. Musiała ona oprzeć się na znanych właściwościach cieczy i gazów (par), z drugiej jednak strony stosowalność teorii zależała od wyników badań laboratoryjnych, odtwarzających możliwie dokładnie rzeczywiste, choć bardzo różne warunki w jakich znajduje się paliwo podczas lotu. — Umiejętne przystosowanie teorii oraz jej rozbudowanie na zasadzie badań laboratoryjnych pozwoliło autorowi omawianej pracy na oparcie rozwiązań praktycznych na solidnym podkładzie, wykluczającym niespodzianki w tak różnorodnych zastosowaniach poczynając od jednosilnikowców myśliwskich a kończąc na wielosilnikowych transportowcach.

Pracę swą autor dzieli na dwie zasadnicze części: praktyczną i teoretyczną, dodając konkretne rozwiązania praktyczne. W części praktycznej mamy opis ogólnych warunków, jakim musi zadość uczynić instalacja paliwowa, — roli poszczególnych części składowych (tutaj muszę podkreślić dyskrecję z jaką potraktowano te części, unikając wszelkiej reklamy aparatury zakładów AM) oraz schematy rozwiązań typowych. — W zakończeniu tej części autor podał 7 różnych rozwiązań, spotykanych na samolotach kilku typów.

Studium teoretyczne rozpoczyna się rozważaniami o prężności par paliwa, ze szczególnym uwzględnieniem zmiany tej prężności w funkcji temperatury. Straty ciśnienia w sieci są również omówione należycie. Wpływowi ewolucyj samolotu na zasilanie paliwem autor poświęcił 31 stronic, wykorzystując obficie wzory i wykresy, co niewątpliwie zwiększa użyteczność opracowanego materiału, ułatwiając zarazem czytelnikowi kontrolę prawidłowości założeń i biegu rozważań. — Szkoda, że autor pominął nurkowanie i wyrwanie z lotu nurkowego w ich wpływie na zasilanie paliwem. Omówienie stanu paliwa w sieci ssącej i tłoczącej zamyka właściwie część teoretyczną, bowiem rozważania porównawcze zasilania pod ciśnieniem i opadowego mają raczej charakter wskazówek praktycznych. To samo tyczy się ogólnej metody obliczenia sieci zasilającej.

Ilustracją praktyczną rozważań teoretycznych jest rozdział ostatni, poświęcony charakterystyce sieci paliwowej na samolocie myśliwskim, 2-silnikowym transportowym i 4-silnikowym transportowym. Schematy obliczeń oraz 19 wykresów, obrazujących zasadnicze elementy rachunku uzupełniają tę piękną pracę, którą inspektor generalny des Recherches et de L'Enseignement Aéronautiques p. P. Dumanois scharakteryzował następująco w przedmowie: „Bien que les développements théoriques y soient poussés, le but pratique n'a jamais été perdu de one et l'ensemble constitue un véritable formulaire de l'alimentation. On ne peut que s'en féliciter". *S. K. K.*

W. SZOMAŃSKI i S-ka S. A.
Śmigła i narty lotnicze
WARSZAWA, ulica KAMEDUŁOW 71a
Telefon 12-62-68

SPIS RZECZY:

5017 Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.